

Estudio del sistema WAI y posibles vías de desarrollo para mejorar su eficiencia energética.

*Trabajo Fin de Grado
para la Obtención del Título de
Graduado en Ingeniería Mecánica*

Sergio Robles Martínez

Bajo la dirección de:

María Jesús Gómez

Madrid, Septiembre 2018

Agradecimientos

En primer lugar me gustaría agradecer a María Jesus Gómez por haberme ayudado en la realización del presente documento.

A mis amigos, en especial a los que concí en la Universidad Carlos III de Madrid, con los que he compartido innumerables días de biblioteca.

Por último me gustaría agradecer a mi familia, en especial a mis padres por haber estado siempre apoyandome cuando lo he necesitado.

Resumen

Actualmente existe una necesidad de reducir el consumo de combustible en la industria aeronáutica, debido al constante incremento en el precio de de combustible.

Si se observa los modelos actuales de aeronaves, la mayoría de estos poseen un sistema anti-hielo denominado *Wing Anti Ice*, el cuál se cree que no está lo suficientemente optimizado.

Es por esto que en el presente trabajo se va a realizar un estudio global del mismo. Se van a mostrar los principios físicos en los que se basa, un diseño 3D del modelo y se van a realizar unas simulaciones para analizar el sistema.

Por último se van a establecer las que se creen que son las posibles vías de desarrollo para mejorar este sistema y hacerlo más eficiente energéticamente.

Abstract

Nowadays exists a real necessity to decrease the fuel consumption in the aerospace industry, it is caused by the constant increment on the fuel price. If we look on the actual airplanes models we can appreciate that the majority of them uses the anti-icing system called *Wing Anti Ice* which is not optimize at all.

The project will be focused on this system, performing a global study about this system. The main principal physics concepts, 3D designs and simulations will be shown. To conclude this project, some possibilities to improve this system will be given.

Índice general

Índice general	VI
1. Introducción	1
1.1. Definición	1
1.2. Motivación	2
1.3. Objetivos	3
1.4. Evolución Histórica	3
1.5. Estructura del documento	6
2. Estado del Arte	7
2.1. Introducción	7
2.2. Tipos de sistemas anti-hielo	10
2.2.1. Sistema de sangrado de aire (<i>WAI/TAI</i>)	11
2.2.2. Sistema Neumático	13
2.2.3. Sistemas Eléctricos	13
2.2.4. Sistemas Químicos	14
2.2.5. Sistemas Electromecánicos	15
2.3. Sistemas de detección de hielo	15
2.4. Usos en la Aviación	17
2.5. Sistemas de Innovación	18
2.5.1. Producto JEDI ACE	18
2.5.2. Proyecto InductICE de IKERLAN	18
2.5.3. Proyecto HELADA	18
2.5.4. Multycab	19
2.5.5. Heat Coat	19
2.5.6. CICATA	19
2.6. Conclusiones	19
3. Requerimientos y Normativa	21
3.1. Introducción	21
3.2. Normativa	22
3.2.1. EASA CS-25	22
3.2.2. Regulación FAA	29
3.3. Requisitos actuales del WAI	31
3.4. Requisitos por fases	32
3.4.1. Condiciones necesarias para el uso del sistema anti-hielo	32
4. Transferencia de Calor	33
4.1. Conducción	33
4.2. Convección	34
4.3. Radiación	36
4.3.1. Casos Prácticos	37

4.3.2. Caso Práctico 1: Conducción	37
4.3.3. Caso Práctico 2: Convección	38
4.3.4. Caso Práctico 3: Radiación	39
4.4. Conclusiones	40
5. Modelización 3D del sistema	41
5.1. Introducción	41
5.2. Diseño del Entorno Físico del sistema	42
5.2.1. Diseño del ala	42
5.2.2. Diseño del fuselaje	44
5.2.3. Diseño del <i>Belly Fairing</i>	45
5.2.4. Diseño de los motores	45
5.2.5. Diseño de los Slats.	47
5.3. Diseño del sistema <i>WAI</i>	47
5.4. Elementos para el apartado de simulación.	49
5.4.1. Perfil alar NACA 23012.	49
5.4.2. Zona interna del perfil.	50
5.5. Resumen del modelo	51
6. Analisis en Ansys Fluent	53
6.1. Introducción	53
6.2. Perfil NACA 2D	53
6.3. Perfil NACA 3D	55
6.4. Sistema <i>WAI</i>	56
6.5. Conclusión	58
7. Interacciones con Otros Sistemas	59
7.0.1. Interacciones con sistemas adyacentes	59
7.0.2. Fenómenos Físicos	63
8. Líneas de desarrollo	65
9. Conclusiones y Trabajo Futuro	67
9.1. Conclusión	67
9.2. Trabajo futuro	68
10. Presupuesto del Proyecto y su Entorno Socio-económico.	69
10.1. Presupuesto	69
10.2. Entorno Socio-económico	70
Índice de figuras	71
Índice de cuadros	73
Bibliografía	75

Capítulo 1

Introducción

1.1. Definición

El presente documento constituye el trabajo de fin de grado de Sergio Robles Martínez para la obtención del título de Ingeniería Mecánica, el tema propuesto es el estudio del sistema WAI y sus posibles vías de desarrollo para mejorar su eficiencia energética.

El sistema WAI (*Wing anti ice*) es uno de los sistemas más importantes y fundamentales del avión, ya que tiene como principal función evitar la formación de hielo. Este es de gran importancia, ya que dependiendo de la altura o de las condiciones meteorológicas exteriores, podría formarse hielo en zonas estancas del avión, donde pueda depositarse agua por precipitación. Este sistema se nutre de aire caliente que se extrae del motor, a este proceso se le denomina sangrado.

Estos sangrados se realizan en dos puertos situados en las diferentes etapas del compresor del motor.

Dichos puertos extraen aire directamente del motor y dependiendo de la situación de vuelo, la presión, la temperatura del aire variarán entre IP (*Puerto intermedio*) y HP (*Puerto Alto*, más cercano a la cámara de combustión). Este aire que se sangra del motor circulará por una serie de conductos y válvulas hasta llegar a varios sistemas adyacentes, siendo el WAI uno de ellos. El *Wing Anti Ice System* consiste en un conducto que recorre el borde de ataque del ala, dejando salir aire caliente; proveniente del aire sangrado a los motores; por una serie de pequeños orificios a lo largo del conducto, denominado tubo Piccolo.

Una de las zonas de mayor importancia son las alas de los aviones, ya que de estas depende la sustentación de la aeronave, siendo junto a los motores los dos elementos básicos que permiten que los aviones puedan volar.

Como se ha comentado es posible que se forme una capa de hielo en los elementos *hipersustentadores* de los aviones. Estos se dividen generalmente en dos, los *flaps* y los *slats*. En el presente proyecto solo se van a tener en cuenta los *slats*, que se encuentran en la parte delantera del ala, y que están en contacto directo con el aire. Es por esto que son unos de los elementos más afectados por el hielo.

Esto puede afectar gravemente a la geometría del borde de ataque provocando un aumento de la resistencia aerodinámica lo que provoca una necesidad de aumentar el empuje del avión y por tanto el consumo. En el peor de los casos podría desencadenar en una entrada en pérdida de la aeronave cuando tenemos unos bajos ángulos de ataque. A continuación podemos apreciar una imagen que muestra este proceso.

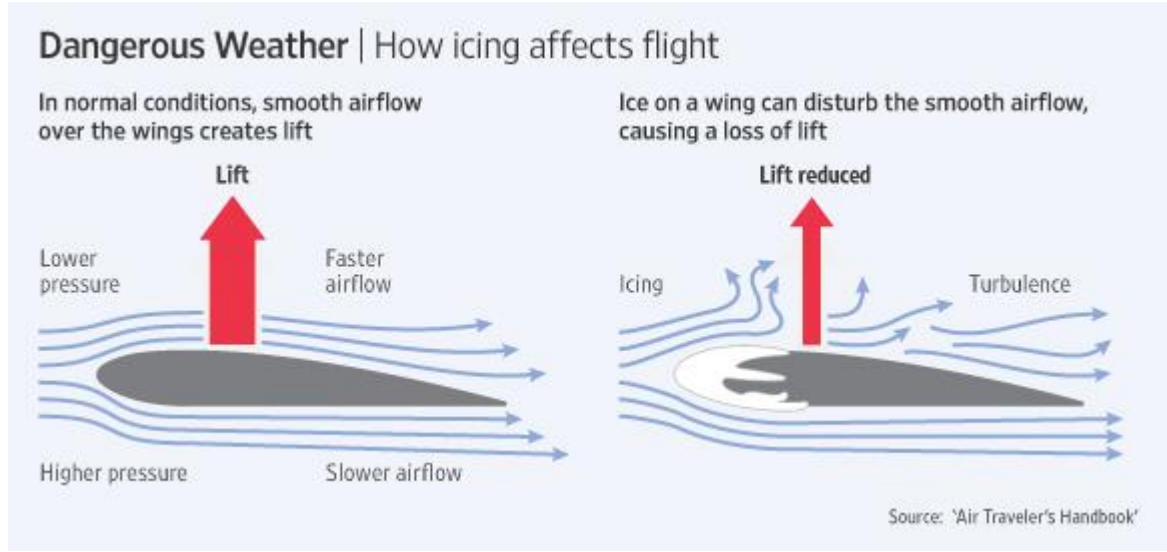


Figura 1.1: Pérdida de sustentación provocado por la formación de hielo [52].

Además de lo anteriormente mencionado, también podría provocar la pérdida del movimiento de los elementos de control, con lo que se perdería el control del avión. Es por todo esto, que el sistema WAI es uno de los sistemas más importantes y fundamentales del avión, ya que evita la formación de hielo. Actualmente se utiliza un sistema que calienta el borde de ataque, licuando el hielo que pueda formarse en él, y por tanto evitando su acumulación.

1.2. Motivación

Actualmente el mayor reto al que se enfrenta el sector aeronáutico es la reducción del consumo de combustible empleado en todas sus fases de vuelo, esto se debe al paulatino crecimiento en el precio del combustible. Doug Parker, CEO de American Airlines, indica que el precio ha aumentado más de un 60 % tal y como explica en una entrevista concedida a Business Insider, donde destaca que los principales damnificados serán los consumidores con vuelos más caros. [53]

Además, como consecuencia principal de la globalización de la sociedad actual, aumentan año a año el número de vuelos tanto a corta, como a larga distancia, por lo que en los próximos años se espera un marcado crecimiento en el número de pasajeros, que se traduce en un aumento del número de vuelos.

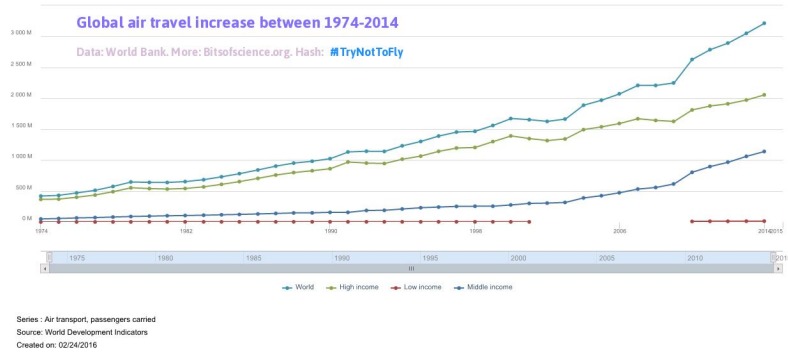


Figura 1.2: Gráfico que muestra el incremento en el número de vuelos [49].

Este proyecto se va a centrar en uno de los múltiples sistemas que posee una aeronave; el sistema *Wing Anti-Icing*; en el que se cree que se pueden realizar muchas mejoras para hacer este sistema más eficiente y conseguir dar soluciones a las demandas que nos genera la sociedad actual.

Los dos puntos débiles del sistema actual y del que se cree que existe un margen de mejora son su baja eficiencia energética y un sistema de detección que facilite en todo momento las condiciones meteorológicas del borde de ataque y poder conocer si estas, favorecen o no la formación del hielo. Es por esto que analizando el sistema y optimizándolo se podrá ahorrar combustible, que, influirá directamente en el precio de los vuelos.

1.3. Objetivos

En el presente documento se busca realizar un manual o guía sobre los sistemas anti-hielo actuales, para ello se va a realizar un análisis global del sistema actual y se van a asentar las bases de posibles nuevas vías de desarrollo. Se van a enumerar los objetivos:

- Estudio previo del sistema, sus variantes y las actuales líneas de innovación.
- Estudio de la normativa reguladora vigente, órganos reguladores y requerimientos mínimos del sistema.
- Estudio de los fenómenos físicos en los que se basa el sistema.
- Diseño 3D del entorno físico del sistema
- Realización de simulaciones con CFD para analizar la necesidad del uso de este tipo de sistemas.
- Interferencias del sistema y líneas de mejora.

1.4. Evolución Histórica

Antes de explicar y desarrollar la utilización del sistema anti-hielo en la actualidad es conveniente estudiar los primeros sistemas que se desarrollaron, por qué empezaron a ser de utilidad y cómo han ido evolucionando hasta la actualidad.

Los primeros problemas derivados de la aparición del hielo aparecieron durante la Segunda Guerra Mundial, momento en el cual se empezó su investigación y desarrollo. Después del bombardeo de Pearl Harbor, el plan más eficaz para invadir Japón según el mando Norteamericano era a través de Alaska y las islas Aleutianas. Anticipando el grave problema de la aparición del hielo, empresas como General Electric y el MIT (Massachusetts Institute of Technology) junto con la NACA unieron esfuerzos para tratar de resolver este problema.

Uno de los problemas derivados del hielo en esta época era la acumulación de hielo en el propulsante y en el borde de ataque del avión, bloqueando la entrada de aire de los motores. Además, la formación de hielo en la cabina del piloto puede limitar la visibilidad.

Antes de la guerra los diseñadores utilizaban un sistema simple y barato para eliminar el hielo. Consistía en un sistema mecánico formado por una “bota” de goma con la capacidad de inflarse y destruir así el hielo formado. Pero este método conllevaba varios inconvenientes.

Este sistema reducía significativamente la eficiencia aerodinámica, aumentando consigo considerablemente la resistencia. Esta falta de eficiencia tenía que ser compensada de alguna manera, y como se pensaba que podría ser más eficiente es utilizar calor para su eliminación.

Este fue el camino de investigación y desarrollo que se siguió durante la Segunda Guerra Mundial. Aunque la idea de desviar el calor del escape del motor a los bordes delanteros de las alas y la cola no era nueva, antes de la guerra los fabricantes de aeronaves no estaban dispuestos a soportar los costes de producción adicionales requeridos por un sistema de anti-hielo térmico. El primer avión con un sistema anti-hielo térmico fue el *Lockheed 12* aeronave que aparece en la siguiente imagen.



Figura 1.3: Lockheed 12 [29].

Otro sistema que se utilizó durante estos años en aviación fue el TKS, que fue desarrollado por el ejército británico durante la guerra. Se usó primeramente en los bombarderos RAF, debido a la necesidad de volar a altitudes bajas para una mayor precisión en sus misiones.

Los sistemas anti-hielo habituales no eran compatibles con la necesidad de fabricar bordes de ataque blindados. La solución fue aportada por TKS. Los primeros sistemas consistían en canales porosos que permitían al fluido actuar a través del blindaje. La producción de esta solución en los aviones fue introducida en Europa en los últimos años de la guerra en aviones como el Handley Page Halifax, Avro Lincoln y los bombarderos Vickers Wellington.

El sistema TKS consistía en la utilización de un fluido a base de Glycol para cubrir las superficies críticas de un avión y evitar el riesgo de formación de hielo en los bordes de ataque, o romper el hielo ya acumulado de forma química. Este líquido es bombeado eléctricamente desde un tanque hasta los panales porosos de las zonas con mayor posibilidad de aparición de hielo.

La mayor parte de las tareas de investigación de esta época consistían en la predicción de la aparición de hielo en vuelo. Para ello, varios investigadores diseñaron y construyeron un túnel de viento para hielo, mucho más complejo que un convencional. Además, en 1944 la NACA comenzó un programa que tenía como objetivo el estudiar las condiciones atmosféricas que formaban el hielo, realizando estudios estadísticos.

La gran mayoría de datos para la realización de estos estudios fueron tomados durante la guerra. Fue gracias a esto que se empezó a entender la cantidad de humedad necesaria y la temperatura del ambiente para la formación de hielo, aunque aún se sigue investigando en este ámbito, y se sigue completando información sobre la aparición del hielo en los aviones. En la ilustración siguiente se puede ver cómo Wilson Hunter, líder del textitIcing Research Section demuestra la peligrosidad del hielo en los motores del P-39 después de un ensayo en túnel de viento.



Figura 1.4: Wilson Hunter. Líder del equipo de investigación [30].

Durante los años 50, un hecho significativo contribuyó a frenar la investigación en la formación del hielo, la aparición de los turborreactores. Este tipo de motores conferían una potencia considerablemente más elevada que los motores alternativos a los que sustituían. Este hecho proporcionaba dos ventajas principales: El sobredimensionamiento de los motores y la capacidad de volar a mayores altitudes de vuelo en crucero.

El sobredimensionamiento permitió el sangrado de aire caliente de los motores y canalizado a través de las alas para proporcionar el calor necesario para evitar o eliminar la formación de hielo. Además, dado que los turborreactores proporcionaban mayor potencia, era posible volar a alturas mayores, y por tanto evitar las nubes, principal fuente de formación de este problema. De esta manera se podía reducir el tiempo de aparición del hielo a las fases de despegue, subida y aterrizaje. Se había encontrado una solución más eficiente que la que existía anteriormente en los aviones, tanto las botas de goma como el sistema TKS.

En los años siguientes no sólo se desarrolló el sistema de sangrado de aire. En concreto, en los años 60, con la aparición de los aviones privados de negocios como el Havilland 125, no disponían de sistema de sangrado para redirigir el flujo al ala, y el sistema de botas de goma era aerodinámicamente inaceptable, por lo que el sistema óptimo existente era el desarrollado en los años 40, el TKS. Este hecho fue una oportunidad para la compañía que desarrolló este sistema para mejorarlo y seguir evolucionando.



Figura 1.5: Havilland 125 [11].

En los años 70 TKS empezó a colaborar con Mc Donnell Douglas en un sistema de contaminación del hielo para la prueba en vuelo de la NASA

textit “Flow Laminar Yetstar”. Y en los 80 se desarrolló un sistema de perforado mediante láser a paneles de titanio para introducirlos en este sistema anti-hielo.

En los años posteriores, el sistema más utilizado y desarrollado es el sistema que utiliza el sangrado de aire de los motores. Este sistema además será explicado en profundidad en apartados anteriores.

Con el avance de la tecnología, diversas compañías como Boeing optaron por aprovechar la energía eléctrica para calentar el borde de ataque del ala. Este sistema es más reciente, por lo que se explicará en detalle en el apartado siguiente de Estado del Arte.



Figura 1.6: Wind coated in TKS fluid [28].

[30]

1.5. Estructura del documento

El presente documento recoge la información relativa al proyecto siguiendo la siguiente estructura :

- En el primer capítulo se muestra la definición del proyecto, los objetivos y motivaciones por los que se ha realizado. Posteriormente se muestra la evolución histórica de este tipo de sistemas.
- En el segundo capítulo se lleva a cabo un estudio bibliográfico donde se explica los tipos de sistemas anti-hielo, de detección de la aparición del hielo y su uso en la aviación. Para finalizar se recogen las diferentes líneas de innovación de estos sistemas.
- En el tercer capítulo se seleccionan la normativa relacionada con estos sistemas así cómo las organizaciones reguladoras, además se incluye los requerimientos necesarios del sistema.
- En el cuarto capítulo se recoge los diferentes fenómenos físicos en los que se basa el sistema, donde se exponen un ejemplo de cada uno.
- En el quinto capítulo se presentan los diferentes diseños 3D realizados en el proyecto.
- En el sexto capítulo se muestran las simulaciones realizadas.
- En el séptimo capítulo se describen las interacciones del sistema que se está estudiando con los demás sistemas que se encuentran en la aeronave.
- En el octavo capítulo se van a mostrar las posibles líneas de desarrollo del sistema.
- En el último capítulo se va a mostrar el presupuesto y el entorno socio-económico.

Capítulo 2

Estado del Arte

2.1. Introducción

El sistema *Wing Anti-Icing* se nutre de aire a presión que se obtiene sangrando al motor, por lo que se trata de un sistema neumático, a continuación se va a explicar las características principales de estos y sus diferentes aplicaciones dentro de la aeronave.

Los sistemas neumáticos juegan un papel muy importante dentro de un avión, ya que forman parte de algunos procesos vitales en el desarrollo del vuelo de una aeronave, se utilizan principalmente como fuentes de presión de emergencia para los sistemas hidráulicos.

La principal diferencia en el funcionamiento con los sistemas hidráulicos es que el aire es compresible, por lo que la presión del sistema puede variar gradualmente desde el valor máximo hasta que sea inexistente. El aire a presión debe conservarse limpio por lo que el uso de filtros es esencial, además debemos evitar que este en zonas con humedad o escapes de aceites; secadores químicos y separadores de líquidos serán obligatorios para su mantenimiento. Por último hay que tener en cuenta que a altas altitudes (provocan bajas temperaturas), este aire se podría congelar lo que supondría grandes problemas. [43]

El flujo se suministra a través del sistema de sangrado de los motores, denominado BLEED, es el encargado de extraer el aire de las turbinas o de la unidad de potencia auxiliar (*APU*). Este aire se puede utilizar en diversos sistemas [32]:

- Arranque de los Motores
- Sistema Anti-hielo (*WAI*)
- Presurización de Cabina y Aire acondicionado
- Presurización del Agua para Cabina
- Ventilación del Comportamiento de Aviónica
- Presurización de los Contenedores del Sistema Hidráulico
- Sistema de Generación de Oxígeno(*OBOGS*)
- Sistema de Generación de Gases Inertes(*OBIGGS*)
- Mejora de la capa Límite.

Actualmente dentro de la industria aeronáutica, existen varias ramas de investigación para el desarrollo de nuevos sistemas más eficientes que sustituyan los sistemas neumáticos actuales por otros más eficientes. Entre otros estudios, algunos se centran en el sistema anti-hielo, ya que con las técnicas existentes, se producen efectos indirectos no deseados como un aumento considerable

del peso del avión, lo que provoca un aumento de combustible y un mayor coste por vuelo, además del consiguiente emisión de CO_2 a la atmósfera.

Debido a la rapidez con la que se puede dar la formación de hielo, es necesario instalar un sistema que sea capaz de detectar y eliminarlo de manera eficaz. Todas las aeronaves en la actualidad deben tener un sistema de protección contra el hielo, de acuerdo a la regulación del ATA 30.[22] Esto es debido a que como antes hemos mencionado, la aparición de este hace que se vea gravemente afectada la capacidad aerodinámica del avión, así como el manejo y control del mismo.

A continuación se va a mostrar una gráfica de como varía el coeficiente de sustentación C_l con respecto al ángulo de ataque α que dependerá de si el ala esta limpia o no. Antes de mostrar la gráfica se van a explicar unos conceptos básicos de Aerodinámica para entender correctamente el significado de la misma.

En primer lugar se va a explicar el concepto de ángulo de ataque y para ello se define la terminología de un perfil alar.

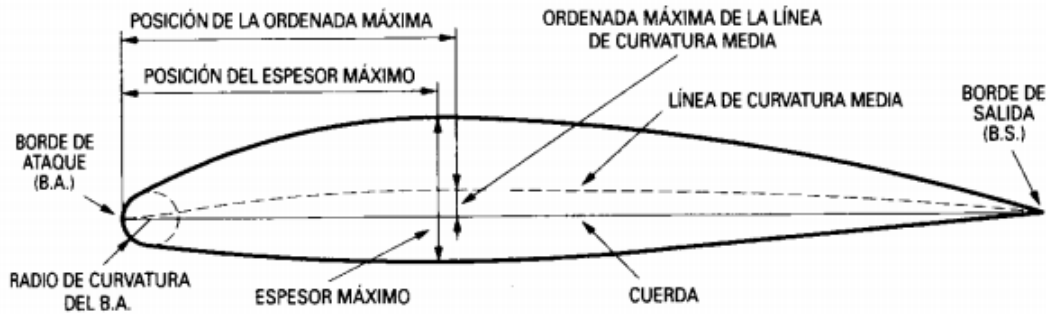


Figura 2.1: Terminología del perfil [25].

Se va a definir los parámetros más determinantes para el estudio que aparecen en la imagen anterior:

- **Cuerda:** Es una línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida, es una longitud característica del perfil.
- **Línea de curvatura media:** Es una línea equidistante del intradós y el extradós. La forma de esta línea fija la forma del perfil.
- **Sustentación:** Componente perpendicular a la corriente de aire.
- **Resistencia:** Componente paralela a la corriente de aire.
- **Ángulo de ataque:** es el ángulo que existe entre la cuerda y la corriente de aire.



Figura 2.2: Definición ángulo de ataque [25].

Una vez que ya se ha definido el ángulo de ataque y el concepto de sustentación, a continuación se va a definir el parámetro C_l . Es un factor adimensional que se obtiene de la siguiente fórmula:

$$C_l = \frac{L}{S \cdot q} \quad (2.1)$$

Representando ahora el C_l en función del ángulo de ataque. Se puede observar que el producto $q \cdot S$ es constante y a mayor ángulo de ataque, mayor es L y por tanto mayor es el coeficiente de sustentación. El uso de este factor es a pesar de lo que pueda parecer primera vista, simplifica el problema ya que si las densidades o las velocidades variarán el C_l solo dependerá del ángulo de ataque y una vez se haya diseñado el avión la curva de este parámetro será invariable.

Este factor principalmente se usa para calcular la fuerza de sustentación generada por un cuerpo en el aire mediante la siguiente fórmula:

$$L = \frac{1}{2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_l \cdot S_{ref}} \quad (2.2)$$

Donde:

- L : Fuerza de sustentación.
- ρ : Densidad del aire.
- V : Velocidad del cuerpo.
- S_{ref} : Superficie total del objeto, en este caso superficie total del ala.

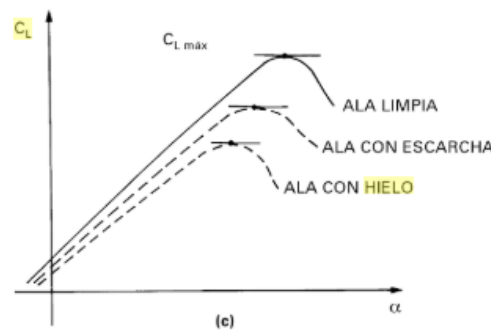


Figura 2.3: Gráfica de la capacidad de vuelo frente a hielo [26].

La gráfica varía en función del perfil usado, de los elementos hipersustentadores que tenga integrados y de las condiciones exteriores.

Como se puede observar en la gráfica anterior si existe la formación de hielo en el ala el C_{max} disminuye; parámetro que se explicará en el siguiente párrafo; aumentando la velocidad de pérdida. Esto puede provocar que el margen de aviso o de alerta del *stick-shaker* sea muy pequeño, ya que estos se basan en ángulos de ataque preestablecidos. Además debido a la formación del hielo, el peso de la aeronave aumenta de manera considerable. El aumento de resistencia que se produce puede afectar a todas las maniobras del avión, siendo muy importante en la degradación de los elementos de subida, ya que un fallo motor podría ser catastrófico.

El C_{max} se considera el punto máximo donde el ala genera la máxima sustentación para un determinado ángulo. Por encima de este, la sustentación decrece y comienzan a aparecer problemas hasta que entramos en pérdida. Este hecho ocurre ya que al incrementar el ángulo de ataque del ala, el aire, que se desliza por encima del ala, empieza a desprenderse de la superficie debido a la velocidad del flujo y a la geometría del ala. Estos dos factores propician que se genere una zona sobre la superficie de reflujo o de pequeños torbellinos, lo cual reduce la sustentación del ala, proceso que se puede observar en la siguiente imagen:

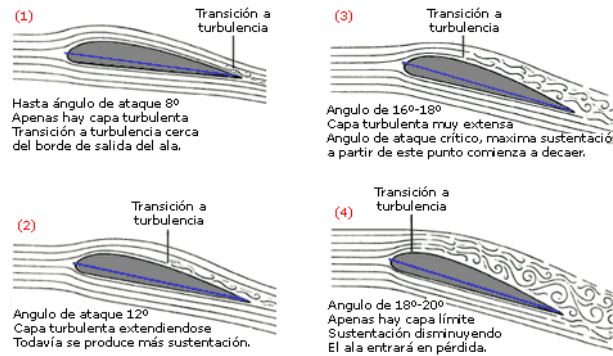


Figura 2.4: Incremento de la capa turbulenta según incrementa el ángulo [42].

Volviendo a la gráfica anterior, la formación de hielo afecta severamente a la sustentación del ala, como se puede apreciar, ya que modifica la geometría de la misma, propiciando a que el flujo del aire que pase por esas zonas se desprenda de la superficie. Hecho que provoca que el ala entre antes en pérdida, disminuyendo así, el coeficiente de sustentación y aumento de la resistencia. Por último cabe destacar que si se diera el caso de congelación de los componentes hipersustentadores como los Slat o Flaps afectaría a las maniobras y la estabilidad del avión.

2.2. Tipos de sistemas anti-hielo

Actualmente se utilizan varios medios para prevenir o controlar la formación de hielo:

- Sistemas de sangrado de aire.
- Sistema Neumático.
- Sistemas eléctricos
- Sistemas químicos
- Sistemas electromecánicos.

2.2.1. Sistema de sangrado de aire (WAI/TAI)

Son conocidos en la industria como anti-hielo, ya que trabajan de forma no continua y usualmente son activados antes de que se produzca una acumulación de hielo.

- Purga de aire caliente del compresor de la turbina (Bleed Air).

Este sistema es el más utilizado hoy en día en aviones comerciales propulsados por turborreactores, es por esto que centraremos el estudio en este tipo de sistemas.

El aire de entrada pasa a través del (*Fan*) y se divide en dos flujos.

El de salida que solo se comprime como consecuencia por su paso por el (*Fan*) y se usa para generar propulsión. El de entrada, en cambio, se usa en la turbina de gas. Este entra en un compresor (*multi-etapa*), que eleva la presión del fluido hasta alta presión.

A continuación entra en la cámara de combustión donde elevará su temperatura y se expandirá.

Por último pasará a través de la turbina de gas donde se expandirá proporcionando un (*Thrust*) adicional.

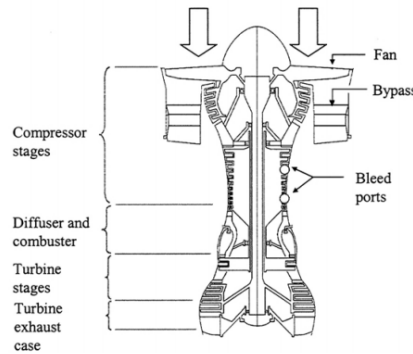


Figura 2.5: Componentes básicos de un motor(*Fan-Jet*) [48].

Este tipo de sistemas poseen dos tipos de puertos de sangrado, el de alta presión (HP) que está lo más al final posible del compresor para obtener la mayor presión posible y un puerto de presión intermedia (IP) donde la presión se adapta cuando estamos en crucero o en condiciones de alta potencia.

El puerto de alta presión se cerrará cuando la presión en el intermedio es adecuada y se encenderá en caso contrario.

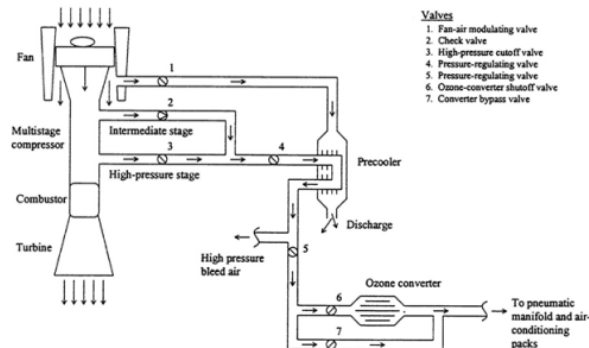


Figura 2.6: Esquema común del sangrado de un motor [48].

Este sistema de sangrado conduce el aire hacia dentro del aeronave hacia las partes donde se necesita eliminar la presencia de hielo. Cuando es necesario el uso del sistema Anti-Hielo, el

sistema de sangrado cuenta con una válvula en el ala que se abre y deja fluir parte del flujo hacia el sistema WAI. Este aire sangrado llega a cada parte del borde de ataque mediante un eyector en cada área interna del ala. El eyector descarga el aire al exterior mediante los que se denominan tubos piccolo. Cuando se enciende el sistema WAI el regulador de presión abre la válvula encargada de drenar el aire al sistema. Si la temperatura en el borde de ataque es aproximadamente de $+140^{\circ}\text{F}$ los interruptores de luz se encenderán, pero si la temperatura se excede de 212°F en el exterior o 350°F en el interior se encenderá la luz WING OVHT de alerta.

[31]

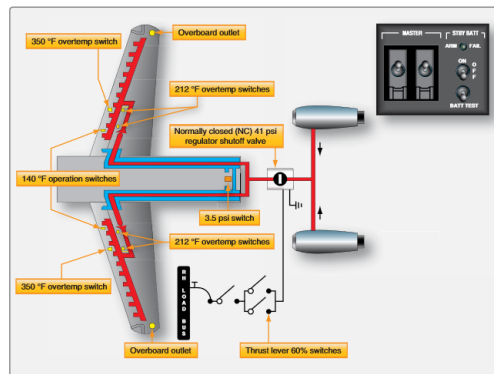


Figura 2.7: Sistema térmico del WAI [31].

El borde de ataque del ala está compuesto de dos capas.

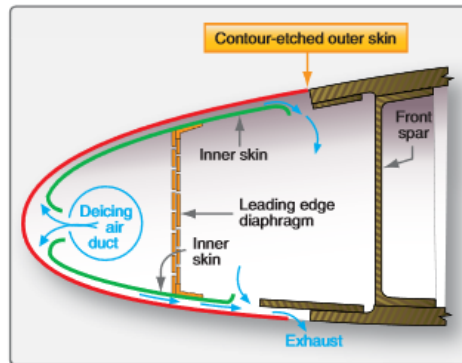


Figura 2.8: Calentamiento en el borde de ataque [31].

- Intercambiadores de calor del escape del motor:

Un intercambiador de calor contiene dos vías de flujo separado. Los dos no entran en contacto entre sí; se intercambia solo la energía en forma de calor dentro del dispositivo. El núcleo de este tipo de intercambiador no contiene móviles, aunque dependiendo de su aplicación podría tener válvulas para modificar el flujo en función de nuestras necesidades.

- Aire del pistón calentado por un calentador de combustión:

El aire recorre un entramado de tubos situados tanto en las alas, como en los demás lugares propensos a sufrir procesos de congelación.

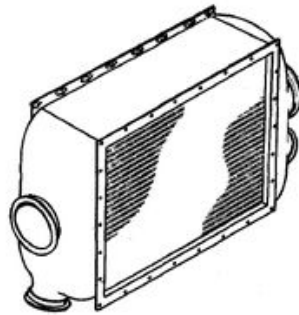


Figura 2.9: Modelo 3D de un intercambiador [5].

Sin embargo, como la cantidad de energía necesaria para eliminar el hielo es muy elevada, este tipo de sistema de protección mediante sangrado de aire caliente no es muy eficaz.

2.2.2. Sistema Neumático

Es un sistema de deshielo que utiliza aire de presión relativamente baja para inflar y desinflar rápidamente unas cámaras de caucho conocidas como "botas" para romper el hielo acumulado. Generalmente, este proceso se realiza por segmentos, comenzando por las zonas exteriores de las alas y siguiendo por las interiores y el estabilizador horizontal.

El sistema puede ser operado de forma automática, a través de un circuito de temporización o manualmente, utilizando un control de cabina para iniciar la secuencia del ciclo de arranque. Este sistema de protección contra el hielo se utiliza normalmente en aviones comerciales de tamaño medio y en aviones utilitarios, ya que requiere la habilidad del piloto para activarlas en el momento idóneo. También es muy común en helicópteros o bordes de ataque de ciertas aeronaves de corto alcance.

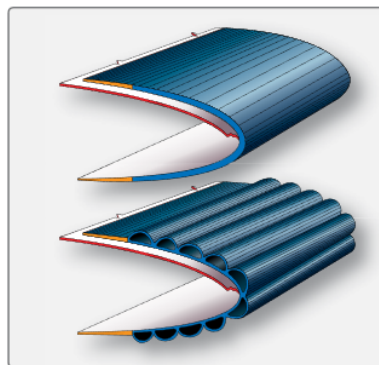


Figura 2.10: Sistema neumático [31].

2.2.3. Sistemas Eléctricos

Se utilizan principalmente como sistema anti-hielo y consiste en emplear la electricidad para calentar pequeños componentes que evitan la formación de hielo gracias a la radiación de energía térmica. Este tipo de sistemas están muy limitados debido al alto amperaje necesario por lo que son más eficaces como protección de las sondas de datos aéreos como por ejemplo los tubos de pitot, los detectores de hielo o las sondas AOA entre otros. Este tipo de sistema se usa en aviones de grandes dimensiones de transporte civil y en algunos con turbohélices. Si nos centramos en

aviones más pequeños de aviación en general, se utiliza una tecnología llamada *Thermawing* que utiliza las capacidades conductoras del grafito. Actualmente se ha desarrollado una nueva técnica que consiste en aplicar una capa de nanotubos de Carbono y darle energía usando el sistema del avión, haciendo que los nanotubos se calienten eliminando así la posibilidad de formación de hielo. Algunos aviones modernos poseen botas eléctricas en las zonas de las alas y de los estabilizadores horizontales. Estas botas contienen elementos calefactores eléctricos que están unidos a los bordes delanteros de forma similar a las botas neumáticas de deshielo. Cuando el sistema se activa, las botas se calientan y derriten el hielo de las superficies. El sistema no funciona mientras el avión está en tierra, porque requiere de un amperaje que el sistema eléctrico no puede proporcionar si los generadores principales no están disponibles y funcionando.

2.2.4. Sistemas Químicos

También conocidos como *Weeping wings* o sistemas *TKS*, su uso más común es como un sistema anti-hielo pero también se puede utilizar como método de deshielo. Se trata de liberar fluidos depresores del punto de congelación, a través de pequeños orificios sobre el borde de ataque del ala mediante una bomba de fluido que se activa desde la cabina, tal y como se puede observar en la siguiente imagen. Normalmente se suele usar en tierra y durante el vuelo [31].

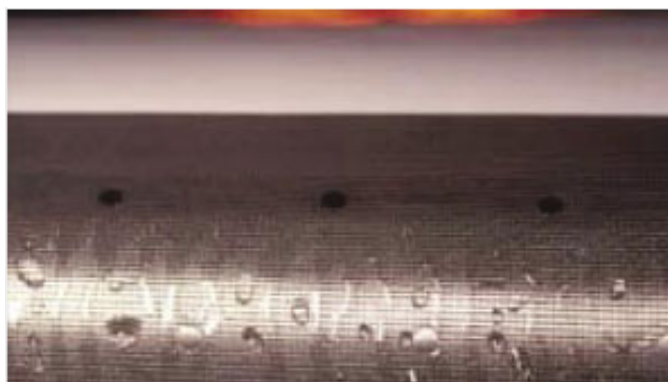


Figura 2.11: Orificios weepings wings [13].

Según la empresa CAV Ice Protection este es el sistema anti-hielo preferido por la mayoría de aeronaves y para UAV (*Unmanned Aircraft Vehicle*). Hoy en día hay un total de unas 6000 aeronaves equipadas con este sistema. Aun así, la gran pregunta es qué ventajas e inconvenientes ofrece este sistema para que se considere como opción principal para la mayoría de aeronaves. Según Aero-Sense, las ventajas y desventajas son las siguientes:

VENTAJAS	DESVENTAJAS
<ul style="list-style-type: none">○ El sistema puede ser usado como anti-hielo o deshielo.○ Alto rendimiento ya que el retorno del fluido provee protección a la formación de hielo en toda la estructura.○ Fácil de usar.	<ul style="list-style-type: none">○ La protección de hielo es limitada por la cantidad de fluido. Ahora mismo, el rango va desde 1 hora hasta las 3 horas de funcionamiento continuo, dependiendo de las especificaciones del sistema.

Figura 2.12: Ventajas y desventajas sistema TKS [1].

2.2.5. Sistemas Electromecánicos

También conocidos como *EMEDS/TMEDS/EIDI*. Estos sistemas utilizan una carga eléctrica para flexionar las capas del ala causando una rotura del hielo. A continuación se va a explicar las características de los más importantes.

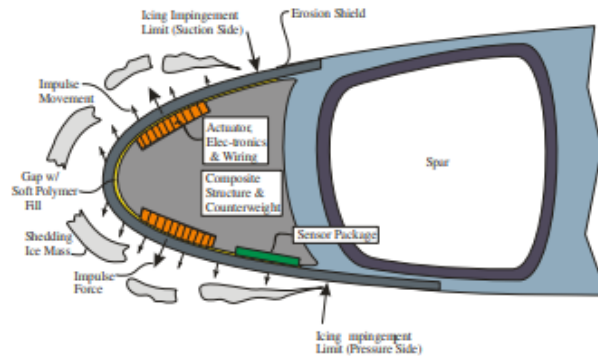


Figura 2.13: Sistema electromecánico EPIPS [50].

EPIPS, Electric Pulse Ice Protection System es un sistema que proporciona una solución eficiente y de bajo consumo tanto para materiales metálicos como para compuestos, dónde no es sencillo obtener energía eléctrica [50].

Cox and Company ha desarrollado un sistema ligero y de bajo consumo llamado *EMEDS, Electro-Mechanical Expulsion Deicing System* se trata de la primera tecnología de protección contra el hielo en recibir la certificación de la *FAA* en 50 años, y actualmente está en servicio en los aviones comerciales múltiples (*FAA* parte 23 y *FAA* parte 25) y aviones militares. Las principales ventajas y desventajas de este tipo de sistema respecto al resto son:

VENTAJAS	DESVENTAJAS
<ul style="list-style-type: none"> o Alto eficiencia en el deshielo (capas de hielo tan delgadas como 0,050") o Coste y aumento del peso de la aeronave son bajos. o Requisitos de energía muy bajos respecto a los demás sistemas. 	<ul style="list-style-type: none"> o El principal inconveniente es que solo puede ser usado como sistema de deshielo por lo que no se puede actuar hasta que sucede la formación de hielo en las superficies de la aeronave.

Figura 2.14: Ventajas y desventajas del sistema electromecánico [41].

2.3. Sistemas de detección de hielo

Es muy importante obtener a tiempo real la situación frente al hielo y controlar cualquier indicio de una posible formación del mismo, para ellos existen 3 formas principales de detectarlo:

1. Datos visuales. Es un sistema que se basa en la inspección visual del piloto para detectar la formación de hielo en ciertas superficies del aeronave. Ciertas superficies de observación que los pilotos suelen hacer son en las palas, partes del cristal o en el borde de ataque del ala. Aun así,

la última puede ser difícil de ver ya que según el tipo de aeronave, puede estar fuera del alcance visual del piloto. Otra dificultad son los vuelos nocturnos, ya que se antoja imposible poder visualizar estas zonas. Por ello las aeronaves que usen este sistema deben incorporar luces que les proporcionen visualización de estas zonas. Este sistema de detección fue usado principalmente en las aeronaves antiguas, cuando la tecnología no permitía sistemas de detección a bordo. Hoy en día este es usado en aeronaves que no tienen sistemas de detección a bordo y en avionetas pequeñas tipo *Cessna* en veleros.

2. Detección de condiciones de congelamiento. Con el detector se intenta ubicar las condiciones favorables para que se produzca la congelación en un vuelo y proveer indicaciones a la tripulación o actuar automáticamente el sistema.
3. Detección de acumulación de hielo. Los detectores han sido diseñados para alertar ante cualquier tipo de formación de hielo que se forme sobre el borde de ataque de las alas, en las tomas de aire y sobre la superficie superior del plano. Estarán operativos para el deshielo durante las operaciones de vuelo o en tierra, para proveer una clara indicación de la presencia de contaminantes y al mismo tiempo para actuar automáticamente cuando la acumulación de hielo sobrepase ciertos límites preestablecidos.

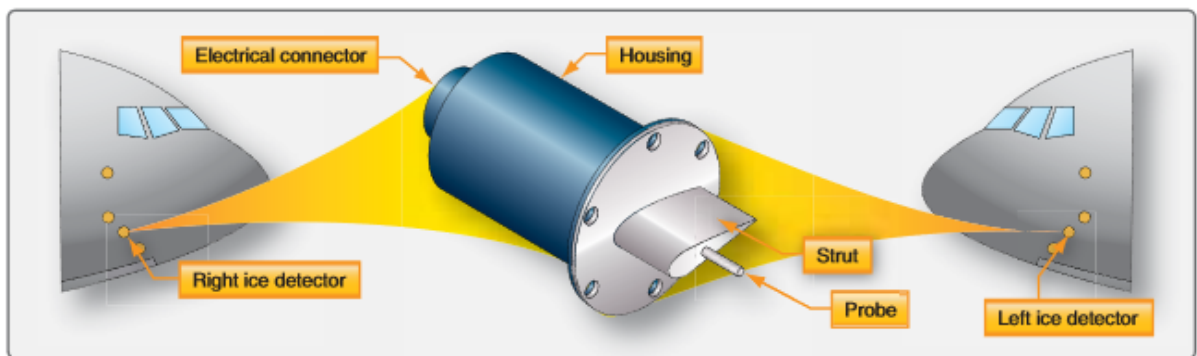


Figura 2.15: Proceso de detección de hielo [31].

Los dos últimos sistemas de detección son los sistemas más empleados actualmente en cualquier aeronave que tenga espacio suficiente para instalarlas. Estos sistemas suelen ir equipados con puntos de medición en el fuselaje de la aeronave y luego, a través de uno o varios ordenadores, se determina si se ha formado hielo en la aeronave. En caso de que la aeronave tenga o se le esté formando hielo, estos sistemas de detección avisan al piloto o encienden el sistema anti-hielo automáticamente. Para la detección del hielo, el sistema que predomina en la aviación general está comercializado por la empresa UTC Aerospace System (*Goodrich*), cuyo sistema consta de un detector cilíndrico de metal que va al exterior del fuselaje. Esta pieza funciona por frecuencia de vibración y utilizan cálculos aerodinámicos para deducir la cantidad de hielo en el ala. Este sistema no funciona con el avión en parado y no es capaz de reconocer si el ala se ha liberado del hielo.[51]

También es conocido el sistema Vaisala checktime.

Es un moderno sistema de decisión-apoyo que ayuda a las aerolíneas sobretodo durante el período invernal a detectar con éxito las condiciones necesarias de una posible formación de hielo. Ha sido desarrollado por expertos meteorólogos, se usa la precisión de los sensores que miden temperatura, viento, tipo de precipitaciones y *LWE*(Liquid Water Equivalent) para calcular el impacto que puede generar las condiciones cambiantes del tiempo, este proceso se lleva a cabo en tiempo real. Usando *checktime* se agilizan las operaciones aeroportuarias, manteniendo el alto nivel de seguridad aérea. [7]

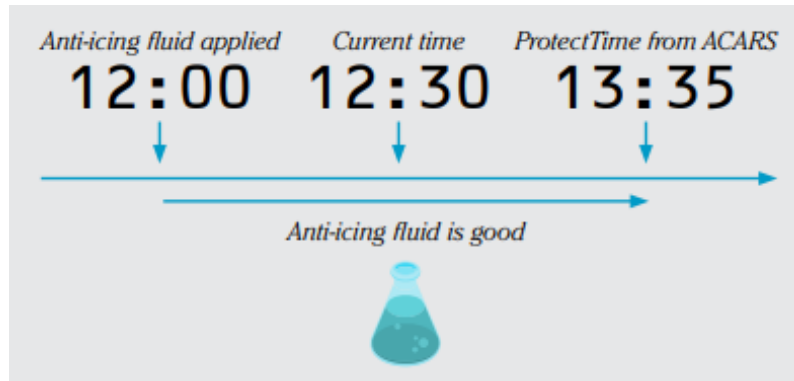


Figura 2.16: Ejemplo de funcionamiento checktime de Vaisala [7].

2.4. Usos en la Aviación

De acuerdo con la FAA (*Federal Aviation Administration*), los sistemas anti-hielo más usados son los que se resumen en la siguiente tabla:

Location of ice	Method of control
Leading edge of the wing	Thermal pneumatic, thermal electric, chemical, and pneumatic (deice)
Leading edges of vertical and horizontal stabilizers	Thermal pneumatic, thermal electric, and pneumatic (deice)
Windshield, windows	Thermal pneumatic, thermal electric, and chemical
Heater and engine air inlets	Thermal pneumatic and thermal electric
Pitot and static air data sensors	Thermal electric
Propeller blade leading edge and spinner	Thermal electric and chemical
Carburetor(s)	Thermal pneumatic and chemical
Lavatory drains and portable water lines	Thermal electric

Figure 15-5. Typical ice control methods.

Figura 2.17: Tipos de sistemas anti-hielo más usados [31].

Como se puede observar, esta clasificación se ha hecho en función de la zona donde se necesita eliminar o prevenir la aparición de hielo. A continuación se va a hacer una clasificación en función del tipo de aeronave:

- Aviones antiguos, aeronaves con turbopropulsores y algunas aeronaves de baja y media velocidad, especialmente aquellas que no disponen de elevación del borde de ataque como los slats; como los jets o avionetas; se emplean sistemas anti-hielo neumáticos como las botas.
- UAV y nuevas generaciones de aeronaves como el *Diamond DA42 FIKI* usan la tecnología *weeping wings*.
- Aviones de alto rendimiento como el Boeing 787 Dreamliner lleva una tecnología termo-eléctrica[39].
- Aviones militares y la mayoría de aviones comerciales de largo alcance emplean sistemas electromecánicos o termo-neumáticos como sistema de deshielo (*WAI/TAI*) que son controlados automáticamente. Como ejemplos podríamos destacar el A400M o cualquier modelo de Airbus.



Figura 2.18: Modelo Diamond DA42 FIKI [1].

2.5. Sistemas de Innovación

2.5.1. Producto JEDI ACE

El proyecto JEDI-ACE (*Japanese-European De-Icing Aircraft Collaborative Explorations*) es un programa de I+D entre Europa y Japón donde se han desarrollado nuevas tecnologías de deshielo para proteger las alas de las aeronaves y las han sometido a pruebas. Este proyecto se centró en el desarrollo de la próxima generación de sistemas anti-hielo integrados, que se basan en [2]:

- Nuevos materiales con memoria de forma (*Shape Memory Materials*, SMM) en aplicaciones de deshielo para aeronaves
- Nuevos revestimientos anti-hielo, incluidos revestimientos superhidrofóbicos para áreas ubicadas detrás del borde de ataque de las alas.
- Sistema de sensores de hielo para la medición en tiempo real de la acumulación de hielo

2.5.2. Proyecto InductICE de IKERLAN

IKERLAN es un centro localizado en el País Vasco, que es líder en tecnología de transporte, que está desarrollando un programa en colaboración con AIRBUS DS que quiere prevenir la formación de hielo en las alas de las aeronaves mediante el uso de una tecnología de inducción electromagnética. El nombre del Proyecto es InductICE. En el centro de tecnología Vasco, donde se desarrollan tecnologías relacionadas con el electromagnetismo aplicado a diferentes sectores, se implementará un método para calentar un hilo de metal fino (0,1mm), integrado en las alas de las aeronaves, fabricadas de un material de composite. El sistema es modular y con una distribución uniforme del calor que permite diferenciar entre zonas de calentamiento continuo y otras de calentamiento puntual [3].

2.5.3. Proyecto HELADA

Consiste en el desarrollo de recubrimientos durables que impiden o minimizan la formación de hielo. Además se ha trabajado en el desarrollo de nuevas herramientas que permitan caracterizar el comportamiento del hielo. Este proyecto se enfoca en desarrollar un sistema que pueda modificar la estructura para reducir o eliminar el hielo. Para realizarlo se han desarrollado soluciones innovadoras basadas en el uso de nanosílices de tamaño controlado, silanos perfluoroalquílicos, fluoropolímeros y otros derivados para mejorar la hidrofobicidad y rugosidad del recubrimiento [6].

2.5.4. Multycab

El proyecto busca desarrollar un avanzado sistema de cables de potencia paramétricos para uso aeronáutico, enfocado a sistemas anti-hielo. Además del básico análisis de la fuente de voltaje, los modelos simularán los efectos de las altas frecuencias en los componentes [10].

2.5.5. Heat Coat

Científicos del *Batelle Memorial Institute of Ohio* han desarrollado un revestimiento basado en nanotubos de carbono que puede ser calentado usando muy poca energía. Este revestimiento puede ser de una capa muy fina o incluso siendo aplicado a modo de spray. Este sistema está pensado más para UAV pero también se puede usar para zonas retráctiles. Una vez que esta aplicado, se puede monitorizar mediante controles inteligentes instalados, que nos darán información en caso de que se forme hielo o haya condiciones para su formación. Sus creadores indican que sus principales ventajas es su bajo consumo energético y el no tener piezas móviles, además de ser muy ligero [35].

2.5.6. CICATA

Científicos del IPN (*Instituto Politécnico Nacional*) desarrollan un plasma para recubrir aviones y eliminar el hielo que se acumula en el fuselaje y alas de las aeronaves. El plasma contiene un ingrediente activo conocido como HMDSO (*Hexametil Disiloxano*) que al aplicarlo se rompe, generando fragmentos que se encadenan y generan polímeros. Lo que produce que aumente la tensión superficial del agua en contacto con el plasma y se produce una gota de mayor espesor, por lo que se escurrirá más fácilmente de las superficies de control de los aviones. Sus principales ventajas son que la aplicación de un menor volumen de HMDSO y la baja contaminación de este [46].

2.6. Conclusiones

Si atendemos a todo los proyectos de investigación expuestos anteriormente, podemos observar que existen numerosas vías de investigación y que se llevan a cabo en diversas zonas del mundo. La mayoría de estas se centra en el estudio de nuevos materiales o sistemas eléctricos o de inducción electromagnética.

Este proyecto se centra en observar el sistema actual y mejorarlo. Se cree que el sistema actual que se basa en el sangrado de los motores, es un sistema muy efectivo, pero no muy eficiente.

En primer lugar se puede observar que el gasto másico de aire que se utiliza para calentar el borde de ataque posteriormente se eyecta, algo que si se observa a la industria tecnológica en general no encaja con las nuevas corrientes dónde se exprime al máximo cualquier fuente de riqueza.

En línea con este pensamiento, si se observa los manuales de vuelo de cada aeronave, en estos aparece cuando y cómo usar este tipo de sistema, pero durante un vuelo el que activa o no el WAI es el piloto en función de su juicio ya que no dispone de medidas exactas en las que basarse y por consecuencia directa se activa más veces de las necesarias este sistema, provocando así un mayor consumo.

Capítulo 3

Requerimientos y Normativa

3.1. Introducción

El actual sistema anti-hielo que se usa para evitar la formación de hielo en el ala, se conoce en la mayoría de los casos como *WAIS Wing Anti Ice System*. El funcionamiento de este sistema se ha explicado anteriormente por lo que a continuación se va a especificar las condiciones de trabajo necesarias, las diferentes regulaciones para su uso y los requisitos de este sistema.

Este tipo de sistema trabaja de forma no continua y normalmente se activa antes de que se produzca hielo acumulación de hielo, incluso se podría activar para eliminar ligeras acumulaciones de este. Debido a la importancia que tiene este sistema en el funcionamiento de la aeronave existen una serie de organismos, tanto a nivel continental como internacional, que se encargan de regular estos aspectos, para obtener un alto nivel de seguridad debido a la complejidad e importancia del sistema.

Teniendo en cuenta el margen el margen geográfico que atañe este proyecto se estudiará, como fuente principal, la normativa especificada por la EASA (*European Aviation Safety Agency*). También se tendrá en cuenta la normativa especificada por la FAA (*Federal Aviation Administration*), así como las directrices recomendadas por el ATA (*Air Transport Association of America*) dada su importancia a nivel mundial.

El principal cometido de la EASA es unificar todos los estándares comunes de aeronavegabilidad en los estados miembros de la Unión Europea, así como la emisión de normativas en aviación civil, que son de obligado cumplimiento. Entre estas normativas se encuentran las normativas CS (*Certification Specifications*), donde se especifican las necesidades de certificación de una aeronave y son de gran importancia para este proyecto:

- Normativa CS-23: Contiene las necesidades de certificación de aviones de tamaño medio, utilitarios o acrobáticos con un máximo de 9 asientos (sin piloto/s) y un peso máximo al despegue de 5670 kgs.
También aparecen las especificaciones para aviones de transporte regional con un máximo de 19 personas (sin piloto/s) y un peso máximo al despegue de 8618 kgs.
- Normativa CS-25: En este apartado se especifican las necesidades de certificación de aviones grandes propulsados por motores con turbina, dentro de esta CS no se especifica un límite de peso de la aeronave.

En el estudio que se va a hacer de las normativas solo nos vamos a centrarnos en la normativa CS-25, ya que en este proyecto nos vamos a centrar en la aplicación del sistema anti-hielo para aviones comerciales con un gran número de pasajeros.

Si atendemos a la normativa de la FAA sus principales funciones incluyen la construcción y operación de aeropuertos, certificación de personal y aeronaves, gestión y regulación del tráfico aéreo comercial estadounidense. Solo se atenderán aquellas normas que difieran de lo que se especifica en la normativa EASA.

Como antes se ha comentado, se va a tener en cuenta la normativa ATA; asociación comercial estadounidense que representa a las aerolíneas más grandes. Esta asociación emitió en 1995 una norma de referencia común para toda la documentación de aeronaves comerciales conocido como ATA 100 que se caracteriza por contener las directrices de formato y contenido para manuales técnicos escritos por fabricantes y proveedores de aviación, que se utiliza en las líneas aéreas. Se va a particularizar para este estudio, por lo que se va a estudiar el ATA 36 que contiene toda la normativa específica del sistema neumático, con las siguientes especificaciones referidas al WAIS:

- Requisitos de aire acondicionado sin el sistema anti-hielo BASC(*Bleed-Air System Computer*) abre las válvulas de la etapa HP al 70 %. También se tiene en cuenta si esta activo el sistema anti-hielo, donde se abrirá las válvulas al máximo.
- Para prevenir que el sistema se sobre-caliente, en cualquier conducto del sistema de sangrado, el BASC cierra automáticamente la válvula asociada a la etapa de HP cuando detecta una temperatura de 305°C en cualquier conducto que se encuentre después del intercambiador del sistema.

3.2. Normativa

3.2.1. EASA CS-25

Dentro de la Unión Europea la EASA es el principal organismo encargado de administrar, crear y ejecutar la normativa para las aeronaves y el uso del espacio aéreo. Por lo tanto es la encargada de implementar la legislación de la UE relevante para la seguridad del espacio aéreo y de que las aeronaves cumplan con unos requisitos, es por esto que redacta los siguientes documentos conocidos como *Agency Rules*:

- Certification Specifications (CS).
- Acceptable Means of Compliance (AMC).
- Guidance Material (GM).

Para nuestro estudio en particular, solo nos interesa como antes se ha mencionado, la normativa CS, debido a que se centra en los requisitos de todas las aeronaves. Esta normativa se divide en secciones libros, en la que cada sección habla sobre la regulación y requisitos que debe cumplir la aeronave o sus subsistemas, un ejemplo de subsistema podría ser el APU(*Auxiliar Power Unit*). Se ha seleccionado la normativa CS-25 ya que el estudio se basa en aviones de medio y largo alcance, por lo que los requerimientos y especificaciones se obtendrán de esta normativa. Se va a seleccionar los apartados de la CS-25 relacionados con la formación de hielo, los cuáles están distribuidos en distintos apéndices del documento que recoge las diferentes condiciones de hielo. Los principales son:

- Apéndice C
 - Parte I
 - Parte II
- Apéndice 1
- Apéndice 0

Teniendo en cuenta esta información se va a estudiar en profundidad estos dos apéndices y averiguar lo que establece la normativa en estos casos para aviones de medio y largo alcance.

1. Apéndice C: Atmospheric Icing Conditions Este apéndice se subdivide en dos partes. La primera habla sobre las diferentes condiciones atmosféricas de hielo que se pueden encontrar en una aeronave y que debe ser capaz de superar con su sistema anti-hielo sin dificultades. La segunda parte explica los diferentes marcos de hielo crítico que el avión debe ser capaz de vencer.

a) Part I: Atmospheric Icing Conditions

- 1) Continuous Máximum Icing: Las condiciones atmosféricas de hielo continuas se definen mediante las siguientes variables:

- Contenido de líquido de la nube
- El diámetro medio efectivo de las gotas de la nube
- La temperatura ambiente del aire En la siguiente gráfica se observa la interrelación de estas tres variables.

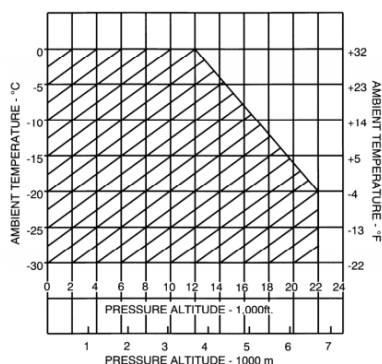


Figura 3.1: Gráfica que relaciona las variables anteriores [16].

A continuación se muestra otra gráfica que se obtiene de este apéndice, se trata de la envolvente límite de hielo en términos de temperatura y altura.

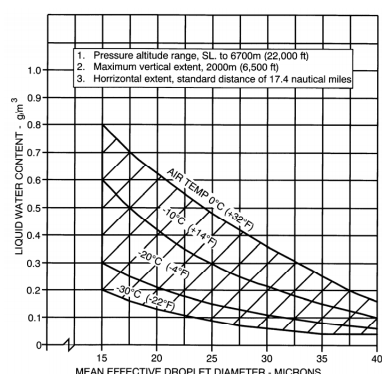


Figura 3.2: Gráfica que muestra la envolvente del hielo [16].

- 2) Intermittent máximum icing: Las condiciones atmosféricas de hielo intermitente con máxima intensidad vienen definidas por las siguientes variables:

- Contenido líquido de la nube
- El diámetro medio efectivo de las gotas en la nube
- La temperatura del aire.

Como se puede observar, las variables son las mismas que en el caso anterior, solo varía la cadencia del hielo. A continuación se va a mostrar una gráfica que relaciona estas variables:

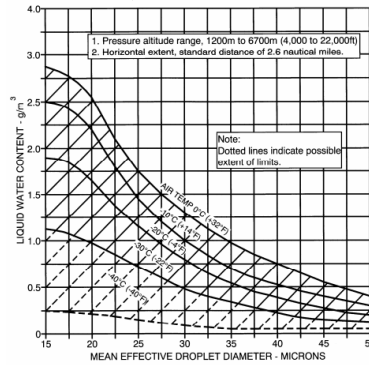


Figura 3.3: Gráfica que relaciona las variables anteriores [16].

Al igual que en el caso anterior, también se ha obtenido una gráfica que representa los límites de la envolvente de hielo con respecto a la temperatura y altura de vuelo.

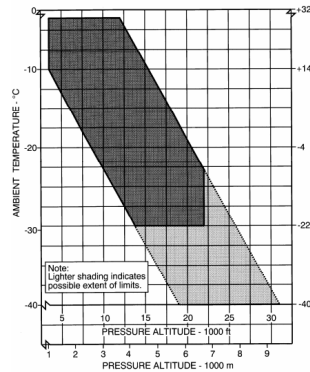


Figura 3.4: Gráfica que muestra los límites de la envolvente del hielo [16]

3) Take-off máximo icing: Las condiciones con máxima intensidad atmosféricas de hielo para el despegue se definen por:

- Contenido líquido de la nube no debe ser superior a 0.35g/cm³.
- El diámetro medio efectivo de las gotas en la nube no debe ser superior a los 20 micrones.
- La temperatura ambiente del aire a nivel del mar no debe ser inferior a -9°C.

Estas condiciones máximas no deben superarse desde el nivel del suelo hasta una altura de 457m (1500ft) por encima de la superficie de despegue.

b) Part II: Airframe Ice Accretions

Esta parte se subdivide en cinco sub-apartados:

- 1) El crecimiento más crítico de hielo para una aeronave en términos de su rendimiento y cualidades para cada fase de vuelo deben mostrar conformidad con el rendimiento y el mantenimiento de los requerimientos aplicables en las condiciones de hielo descritas en el sub-apartado 2 de esta parte. Aquellos que certifiquen la aeronave también deben demostrar que todos los rangos de condiciones atmosféricas con hielo, especificadas en la Parte I de este apéndice, han sido consideradas

y estudiadas. La acumulación de hielo a considerar en cada fase de vuelo son las siguientes:

- a'* Take-off Ice: Es la acumulación más crítica posible de hielo tanto en zonas no protegidas como en cualquier superficie protegida por un sistema anti-hielo entre el final del despegue y los 122m (400ft) por encima de la superficie de despegue. Esta condición debe asumirse que la acumulación empieza a producirse al final de la zona de despegue en las condiciones de máximo hielo en despegue, especificadas en la parte I de este apéndice.
 - b'* Final Take-off Ice: Es la acumulación más crítica de hielo tanto en zonas no protegidas como en áreas protegidas por un sistema anti-hielo entre los 122m(400ft) y los 457m(1500ft) por encima de la superficie de despegue o hasta una altura en la que ocurre la transición entre despegue y en ruta. Esta condición debe asumirse que la acumulación de hielo empieza a ocurrir al final de la zona de despegue en las condiciones de máximo hielo en despegue, especificadas en la Parte I de este apéndice.
 - c'* En-route Ice: Es la acumulación más crítica de hielo tanto en zonas no protegidas como en áreas protegidas por un sistema anti-hielo durante las fases de crucero.
 - d'* Holding Ice: Es la acumulación más crítica de hielo tanto en zonas no protegidas como en áreas protegidas por un sistema anti-hielo durante la fase de Holding.
 - e'* Approach Ice: Es la acumulación más crítica de hielo tanto en zonas no protegidas como en áreas protegidas por un sistema anti-hielo entre la fase de holding y la transición más crítica de descenso.
 - f'* Landing Ice: Es la acumulación más crítica de hielo tanto en zonas no protegidas como en áreas protegidas por un sistema anti-hielo entre la fase de descenso y la transición a la configuración final para el aterrizaje.
- 2) De acuerdo con la normativa, para reducir el número de crecimiento de hielo a tener en cuenta para demostrar conformidad con los requerimientos del parágrafo CS-25.21(g), cualquier caso de crecimiento de hielo descrito en el sub-apartado A será usado para cualquier otra fase de vuelo si este demuestra ser mucho más crítico que el caso de crecimiento de hielo especificado en esa fase de vuelo.
 - 3) La acumulación de hielo más adversa para mantener las características de la aeronave se pueden usar para realizar los test de rendimiento de la aeronave.
 - 4) Para tanto las partes que están protegidas por un sistema anti-hielo como las que no, la acumulación de hielo para la fase de despegue se puede determinar por métodos de cálculo numérico, asumiendo las condiciones de máximo hielo en el despegue(Apéndice C, Parte I) y las siguientes condiciones:
 - a'* Perfiles aerodinámicos, superficies de control y, si aplica, palas del motor están libres de congelación, nieve o hielo al inicio del despegue.
 - b'* La acumulación de hielo empieza al final del despegue.
 - c'* El ratio crítico de Empuje/Potencia-Peso
 - d'* Fallo crítico del motor ocurre a la velocidad V_{ef}
 - e'* La activación del sistema anti-hielo se hace de acuerdo con el procedimiento de operaciones habitual, provistos en el manual de vuelo de la aeronave, excepto después de la rotación para el despegue, donde se debe asumir que el piloto no activará el sistema anti-hielo hasta que la aeronave alcance al menos los 122m(400ft) por encima de la superficie de despegue.
 - 5) La acumulación de hielo antes de la activación del sistema es la formación crítica de hielo en superficies protegidas y no protegidas antes de la activación y operación efectiva del sistema anti-hielo en condiciones continuas de hielo atmosférico. Esta acumulación de hielo solo se aplica de acuerdo para los apartados CS-25.143(j), 25.207(h) y 25.207(i).

2. Apéndice P. Mixed phase and ice crystal icing. En la siguiente imagen se muestra la envolvente de la formación de cristal de hielo en una nube.

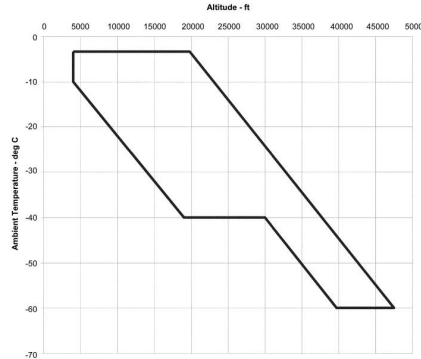


Figura 3.5: Gráfica que muestra los límites de la envolvente del cristal de hielo en una nube [17].

3. Apéndice 1: Airframe Ice Accretion.

Este apéndice está formado por varios sub-apartados que determinan las condiciones de la aeronave en situación de hielo. A continuación se establecen los sub-apartados más importantes para el estudio.

- a) De acuerdo con CS-25.1419, del apartado CS Book 1, indica que cualquier aeronave certificada debe ser capaz de operar de forma segura en condiciones de hielo continua e intermitente máximas, tal y como se establecen en el Apéndice C.
- b) De acuerdo con la CS-25.1420(a)(1), toda aeronave certificada para volar en condiciones de hielo debe, como mínimo, ser capaz de operar de forma segura en:
 - En condiciones atmosféricas de hielo del Apéndice C
 - Después de encontrar las condiciones atmosféricas de hielo del Apéndice 0 y, subsecuentemente, mientras sale de esas condiciones.
- c) De acuerdo con CS-25.1420(b), el solicitante debe determinar la acumulación/formación de hielo más crítica en término del rendimiento y las características de vuelo para cada fase. Los parámetros a considerar son:
 - Condiciones de vuelo como la configuración de la aeronave, velocidad, ángulo de ataque o altitud.
 - Condiciones atmosféricas de hielo para las que se requiere certificar la aeronave. Por ejemplo la temperatura o el contenido de agua líquida.

A continuación se va a resumir otros sub-apéndices del Book 2 de CS-25

- A.1.2.1 *All flight phases except take-off.*
 - A1.2.1.1 Para partes no protegidas, la acumulación de hielo que se genera en estas superficies se debería tener en cuenta de acuerdo a lo estipulado en CS-25.1419
 - A1.2.1.2 Para todas las zonas no protegidas que forman parte de las superficies sustentadoras o del borde de ataque y que seas susceptibles de la acumulación de hielo. El efecto de la acumulación de hielo en zonas como antenas, flaps, etc... normalmente no necesitan ser estudiadas, salvo que la aeronave tenga como una zona sin protección muy característica, como por ejemplo un gran tamaño de *Pylons*.
 - A1.2.1.3 Para la fase de "Holding" con hielo, el solicitante debe determinar el efecto en esta fase durante 45 minutos en condiciones de hielo continua máxima. Se debe realizar el análisis asumiendo que la aeronave hace los giros pertinentes dentro de

la nube de hielo. Para programas de certificación previos, la máxima altura de pináculo se delimita a 75 mm (3 inches). Esta metodología aún se puede usar para certificar las aeronaves si los diseños de estos son similares a los anteriores y si la experiencia de servicio del producto ha sido satisfactorio.

- A.1.2.3 *Ice accretion prior to normal system operation.*
 - A1.2.3.1 Los sistemas de protección contra el hielo, normalmente se usa como anti-hielo o para derretirlo. En algunos casos los sistemas pueden operar de un modo u otro dependiendo de la fase de vuelo. Estos sistemas pueden incluir también un puesto de reinicio del sistema.
 - A1.2.3.2 El manual de vuelo de la aeronave contiene los límites de operación y los procedimientos establecidos por el solicitante. Teniendo en cuenta la formación de hielo antes de la activación del sistema anti-hielo realice su función, las formas de activación y el tiempo de respuesta han de tenerse en cuenta. Si se diera el caso de la activación del sistema depende de la tripulación, se debería tener en cuenta también los retrasos en la identificación de las condiciones del hielo y la activación del sistema de protección.
 - A.1.2.3.3 El sistema de detección de hielo deberá dar información o a la tripulación o directamente al sistema anti-hielo. Existen básicamente dos sistemas de detección:
 - Un sistema primario que se use ayudándose de los procedimientos de AFM y avise automáticamente a la tripulación o active el sistema.
 - Sistema que avise de la detección de hielo y de información a la tripulación.

Por último se va a estudiar el punto CS-25.21(g), este define los requerimientos que se deben seguir si se quiere certificar una aeronave para condiciones de hielo. Este se divide en 4 puntos principales que están bien resumidos en sub-apartado 4.1.2 del AMC 25.21(g). Repasando esta sección de la CS-25, se ha encontrado un último punto de interés, el punto 4.1.1 del AMC 25.21(g).

- 4.1.1 Las normas de operación para aviones comerciales de medio-largo alcance requieren que la aeronave esté libre de cualquier contaminación significativa por hielo al comienzo de la rotación de despegue por el uso apropiado de sistemas para quitar hielo y por procedimientos de protección contra el hielo durante la preparación del vuelo en tierra.
- 4.1.2 Para la certificación de vuelo en condiciones de hielo descritas en el Apéndice C, la CS-25(g) requiere que la aeronave mantenga cierto rendimiento y calidad de los requerimientos durante la operación en condiciones de hielo descritas en el Apéndice C.

Además, las CS-25.1420 exige al solicitante que considere condiciones de hielo fuera de las consideradas en el Apéndice C. Estas condiciones de hielo extra que deben ser consideradas son las condiciones por largas y súper congeladas gotas de hielo definidas en el Apéndice O. La CS-25.21(g)(2) y (3) indica, respectivamente, el rendimiento y la calidad de los requerimientos que se necesitan para los solicitantes que no buscan certificar en las condiciones de hielo del Apéndice O u para los solicitantes que buscan cualquier punto de las condiciones de hielo del Apéndice O. Por lo tanto, las condiciones de hielo que se recogen en el Apéndice O se consideran adicionales, por lo que el solicitante puede optar por certificar la aeronave o no para las condiciones descritas en este apéndice.

Continuando con el Apéndice 1, la siguiente tabla recoge los diferentes escenarios en los que el solicitante debería usar para determinar la acumulación de hielo para la certificación en vuelo con condiciones de hielos descritas en el Apéndice O [18].

Grund Roll	No acumulación
Take-off	La Acumulación ocurre entre el final del despegue y los 122m por encima de la superficie de despegue, asumiendo que la formación del hielo empieza al final del despegue.
Final take-off	Acumulación de hielo ocurriendo entre una altura de 122m(400ft)por encima de la superficie de despegue y una altura en la que la transición a la configuración en ruta(En Route)y la velocidad son completados o a 457m(1500ft) por encima de la zona de despegue, el que sea más alto de las dos opciones. Se asume que la acumulación de hielo empieza a ocurrir al final del despegue.
En Route	Acumulación de hielo durante la fase de vuelo de crucero.
Holding	Acumulación de hielo durante 45minutos en Espera (Hold) sin reducción horizontal de la extensión de la nube(Esto quiere decir, que la espera se realiza completamente dentro de una nube standard de 32.3 km(17.4nm))
Approach	Las más críticas acumulaciones de hielo son: La acumulación de hielo durante el descenso desde una extensión vertical de hielo máxima hasta los 610 m por encima de la superficie de aterrizaje. Condición de hielo en el Holding (Certificada de acuerdo al Apéndice O).
Landing	Las acumulaciones más críticas son: Acumulación de hielo en la aproximación más la acumulación durante el descenso desde los 610m por encima de la zona de aterrizaje hasta los 61m. Condición de hielo en el Holding (si esta certificada para el Apéndice O).
Acumulación de hielo antes de la activación del sistema anti-hielo realice sus funciones	Acumulación de hielo durante el periodo de tiempo que requiere la tripulación para reconocer las condiciones de hielo y activar el sistema, además del tiempo que necesita el sistema para realizar su función.
Acumulación de hielo en condiciones del Apéndice O antes que estas condiciones se hayan detectado por la tripulación de abordo, de acuerdo con la AFM, tanto para tanto para salir de todas las condiciones de hielo como continuar volando en condiciones descritas en el Apéndice O	Acumulación de hielo durante el periodo de tiempo que los miembros de la tripulación reconocen las condiciones de hielo del Apéndice O y realizan las operaciones pertinentes para activar el sistema de protección. Además del tiempo que necesita el sistema anti-hielo para realizar su función.
Fallo del sistema de protección de hielo	Mismo criterio que en el Apéndice C (ver párrafo A1.3 de este apéndice) pero en condiciones del Apéndice O.

Cuadro 3.1: Tabla resumen del Apéndice 1.

3.2.2. Regulación FAA

Dentro de la regulación que recoge la FAA, la parte 25 del sub-capítulo C es el que recoge la normativa vigente para aeronaves comerciales de transporte. Dentro de esta parte, se detallan en dos puntos los requerimientos que deben tener las aeronaves para estar certificadas en condiciones de hielo, que son los siguientes:

- § 25.1419 Ice protection.
- § 25.1420 Supercooled large drop icing conditions.

1. Subchapter C- Part 25

a) § 25.1419 Protección contra el hielo. La normativa establece que si el solicitante busca la certificación de la aeronave en condiciones de hielo, esta debe ser capaz de operar de manera segura en condiciones de hielo máximas continuas e intermitentes según el apéndice C. La aeronave debe cumplir con los siguientes requisitos [36]:

- 1) Se debe realizar un análisis para establecer la protección contra el hielo para comprobar que el sistema anti-hielo es el adecuado, teniendo en cuenta las diferentes posibilidades de operación de la aeronave.
- 2) Para verificar el análisis de la protección contra el hielo, en busca de anomalías y para demostrar que el sistema es efectivo, se debe realizar un test de vuelo a la aeronave y a sus componentes en las siguientes configuraciones de operación:
 - a' Aire seco de laboratorio o ensayos para la simulación de hielo, o una combinación de ambas.
 - b' Ensayos de vuelo con aire seco del sistema anti-hielo o de sus componentes.
 - c' Ensayos de la aeronave o de sus componentes, simulando condiciones de hielo.
- 3) Avisos del sistema, ya sea en forma de luz ámbar o equivalentes, deben alertar a la tripulación cuando el sistema anti-hielo no funciona correctamente.
- 4) Para aeronaves propulsadas por turbinas, la protección anti-hielo de esta sección, se debe considerar para proteger la estructura principal. Para su instalación, se debe tener en cuenta ciertos parámetros que se recogen en el sub-apartado E. Uno de los siguientes métodos de detección de hielo deben estar incorporados:
 - a' Un sistema primario de detección que automáticamente se active o avise a la tripulación.
 - b' Definición de las señales visuales ante el primer signo de aparición de hielo combinado con un sistema de avisos que alerte a la tripulación.
 - c' Identificación de condiciones que provocarían la creación de hielo, a través de la temperatura total del aire.
- 5) A menos que el solicitante demuestre que el sistema de protección de la estructura del avión no necesita estar operando durante ciertas fases del vuelo, los requerimientos serán igual que en el sub-apartado E.
- 6) Después de la activación inicial del sistema de protección ante el hielo:
 - a' El sistema de protección debe ser diseñado para funcionar constantemente.
 - b' La aeronave debe estar equipada con un sistema que automáticamente active el sistema anti-hielo.
 - c' Un sistema de detección debe estar equipado en la aeronave para alertar a la tripulación cada vez que sea necesario.
- 7) Es necesario un procedimiento de operación, una vez se haya detectado la presencia de hielo, incluyendo la activación o la desactivación.

Una vez examinado este apéndice, se puede observar que establece los mismos requisitos que el apéndice c de la CS-25.

b) § 25.1420 Condiciones para gotas Largas y super-congeladas de hielo[37].

- 1) Si se busca la certificación de una aeronave en condiciones de formación de hielo, además de los requerimientos que antes se han detallado en el apartado 25.1419, una aeronave con un MTW (*Maximum takeoff weight*) menor que 60.000 Lb o con controles de vuelo reversible deben ser capaz de operar correctamente acorde con las siguientes circunstancias:
 - a' Operar con seguridad cuando se enfrente a las siguientes condiciones de hielo definidas en el apéndice O:
 - a' La aeronave debe de tener métodos para saber en que condiciones se esta volando.
 - b' Acorde con la detección del hielo del apéndice O, la aeronave debe ser capaz de operar con seguridad mientras se esta saliendo de estas condiciones.
 - c' Operar con seguridad en condiciones de hielo específicas, recogidas en el apéndice O:
 - a' La aeronave debe de tener medios para detectar que se esta operando en condiciones que exceden las del apéndice O.
 - b' Una vez que se ha detectado, el avión debe ser capaz de operar con seguridad mientras se sale de las condiciones de hielo.
 - c' Operar de forma segura en las condiciones de hielo definidas en el apéndice O.
- 2) Para establecer que la aeronave puede operar con seguridad como se requiere en el párrafo a' de esta sección. El solicitante debe mostrar a través de análisis que la protección contra el hielo es adecuada, teniendo en cuenta las diferentes fases de vuelo. Para verificarlo es necesario el uso de los mismo métodos que en el apartado 25.1419(2)
- 3) Para una aeronave certificada en los apartados anteriores, los requerimientos que debe cumplir son los que se establecen en 25.1419(5,6,7)

Al igual que en el Apéndice C, después de profundizar en el Apéndice O de la FAA, se ha encontrado que los requerimientos son similares a los que se pueden encontrar en el Apéndice O de la CS-25. Es más, como se ha comprobado el punto 25.1420 de la FAA, la certificación de la aeronave para las condiciones expuestas en las condiciones expuestas en el apéndice O no son condición necesaria para que la aeronave pueda volar.

2. Subchapter F- Part 91

a) § 91.527 Operating in icing conditions [38].

Este punto pertenece al sub-apartado F, Parte 91, donde se recogen las operaciones generales y las normas de vuelo. Se va a destacar el apartado 91.527 ya que establece los siguientes puntos:

- 1) Ningún piloto despegará si la aeronave tiene congelación, hielo o nieve adherida en los motores, altímetros, ratio de ascenso, sistemas de los instrumentos de altitud o en las alas. Sin embargo, se podrán realizar despegues si la escarcha se localiza debajo del área del ala según la regulación de la FAA.
- 2) Ningún piloto podrá volar bajo IFR (*instrument flight rules*) o con condiciones previstas de hielo ya sea leve o moderada a menos que :
 - a' La aeronave tiene en funcionamiento el sistema anti-hielo para proteger los motores, las alas, controles de superficie, altímetros...
 - b' La aeronave tiene protección contra el hielo regulada en la Sección 34 de *Special Federal Aviation Regulation* No 23.
 - c' La aeronave dispone de la certificación de tipo de transporte, incluyendo los requerimientos de protección contra el hielo.

- 3) Ningún piloto podrá volar la aeronave conociendo que existen condiciones de hielo severo a menos que contenga la certificación SFAR o la de transporte.
- 4) Si los informes meteorológicos y la información provista por el piloto indican que las previsiones meteorológicas que prohíben volar, han cambiado, permitiendo así volar, no se aplican los apartados anteriores.

3.3. Requisitos actuales del WAI

En su inmensa mayoría los aviones comerciales utilizan dos tipos de sistemas como medida de protección contra la formación de hielo, estos son, por un lado los sistemas neumáticos (como el WAI) y por otro lado los eléctricos. Se van a enumerar las partes y equipos de la aeronave que protege cada uno de los sistemas:

El sistema neumático, que emplea el sangrado del motor, protege las siguientes partes:

- Parte interna del borde de ataque ala.
- Parte externa de los slats.
- Entrada de aire del motor.
- Frenos de rueda.

En el sistema eléctrico, basado en resistencias calefactoras, protege las siguientes partes y equipos:

- Sondas para la obtención de la presión estática y total.
- Sonda de la TAT (*Total Air Temperature*).
- Sensores de ángulo de ataque.
- Parabrisas y ventanas de la cabina
- Drenaje de agua.

Este proyecto se centra en el estudio del sistema *Wing Anti Ice*; un sistema neumático; por lo que es necesario saber los requisitos actuales del sistema en cuanto a variables estado como temperatura, presión y flujo. Para ello se recurrirá a la normativa ATA30-ICE AND RAIN PROTECTION, específica del sistema de protección contra la lluvia y el hielo, donde se encontrará las siguientes especificaciones y requisitos:

- El sistema consta de dos válvulas de entrada, una por semi-ala.
 - La activación del WAI tiene que ser siempre simétrica.
1. Requisitos de flujos: El requisito de flujo varía entre 0,3-0,5 kg/s por semi-ala. Este rango queda definido por la altitud, presión de regulación, temperatura de entrada y área de descarga al interior del borde de ataque.
 2. Requisitos de Presión: El flujo demandado por el sistema WAI está controlado por una válvula que regula la presión a un valor que varía entre 20-25 psig (lb/inches²). La presión mínima requerida permite al sistema obtener el flujo mínimo requerido para evitar la formación de hielo en el ala.
 3. Requisitos de Temperatura: El requisito de temperatura mínimo del sistema de WAI está definido por la energía calorífica necesaria para evitar la formación de hielo, este valor se va a considerar como 180°C a la entrada del sistema. La temperatura máxima admitida en la interfaz *pylon-ala* se define 250°C, valor que está definido por motivos de seguridad ya que el sistema de distribución recorre el ala y el fuselaje.

Requisitos	Mínimo	Máximo
Presión	20 psig	25 psig
Flujo(semi-ala)	0.3kg/s	0.5kg/s
Temperatura	180°C	250°C

Cuadro 3.2: Tabla resumen de los requerimientos del WAI

3.4. Requisitos por fases

3.4.1. Condiciones necesarias para el uso del sistema anti-hielo

Antes se ha mostrado toda la normativa existente respecto a las condiciones para certificar una aeronave con un sistema anti-hielo y además las condiciones para usar el sistema. Pese a esto no existen normas precisas que indiquen exactamente cuando se debe usar el sistema.

En los manuales de vuelo que tiene cada aeronave se dan una serie de pautas de como usar estos sistemas.

A continuación se van a mostrar estas pautas en función de las distintas condiciones:

- En tierra y durante el despegue:
 - En tierra se aplica poca potencia a los calentadores de las sondas cuando al menos un motor está en funcionamiento.
 - Las sondas TAT(*Total Air Temperature*) no se calientan en tierra.
 - Cuando la OAT(*Outside Air Temperature*) sea inferior de 10°C y exista humedad.
- Durante el vuelo:
 - Cuando la TAT es inferior a 10°C y existe humedad
 - El sistema de calefacción de las sondas cambia automáticamente a alta potencia.
- En el motor
 - El sistema anti hielo que posee el motor tiene que estar activado durante todas las operaciones en tierra y en vuelo cuando se crea que pueda existir la formación de hielo.
 - El sistema anti-hielo debe estar activado antes y después del descenso
 - Se recomienda no confiar en las señales visuales de la estructura de la vion para activar o no el sistema.
- En el ala
 - El sistema *Wing Anti Ice* tiene que estar activado durante el FAF(*Final Approach Fix*)
 - Si se dan condiciones que podría facilitar la formación de hielo en casos extremos el sistema se puede mantener activado durante el aterrizaje.
 - No está permitido en tierra o en vuelo cuando el TAT es mayor que 10°C.

Capítulo 4

Transferencia de Calor

El objetivo del sistema *WAI* es eliminar o prevenir la formación de hielo en las superficies de la aeronave, como se ha mencionado anteriormente hay diversas maneras de conseguir este objetivo, mediante métodos electromecánicos, químicos, o aportando calor, como es el caso del *Wing Anti Ice*.

La transferencia de calor es la energía en tránsito debido a una diferencia de temperaturas. Siempre que exista una diferencia de temperaturas en un cuerpo o entre cuerpos, debe ocurrir una transferencia de calor. Como se puede apreciar en la siguiente imagen, hay distintos modos de transferencia de calor:

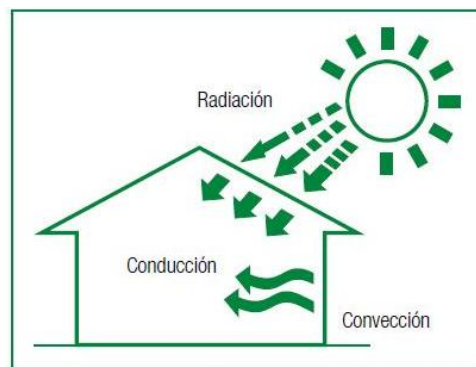


Figura 4.1: Modos de transferencia de Calor: Conducción, Convección y Radiación [45].

A continuación se van a explicar los diferentes métodos de transferencia de calor, para poder compararlos todos y encontrar cuál podría ser el más eficiente y así poder asentar unas nuevas vías de mejora del sistema actual. Se va a ejemplificar un caso para cada tipo de transferencia de calor para poder hacerse una idea de los diferentes órdenes de magnitud. Se van a estudiar los 3 métodos que antes se han mencionado pero en este caso vamos a diferenciar entre convección libre y forzada [33].

4.1. Conducción

Para entender el concepto de conducción, se debe pensar en dos conceptos, que son la *actividad atómica* y *molecular*, ya que la conducción se sustenta en ambos. La conducción se considera como la transferencia de energía de las partículas más energéticas a las menos energéticas de una sustancia debido a las interacciones de la mismas.

Para explicar la conducción, se va a recurrir al ejemplo de un gas. Si existe un gas en el que existe un gradiente térmico y se supone que no existe movimiento global. Este gas ocupa espacio entre

dos superficies que están a diferentes temperaturas. Las moléculas que estén a más temperatura, como es lógico, se les asociará que tienen una mayor energía. Esta energía está relacionada con el movimiento traslacional de las moléculas, así como con los movimientos internos de estas. Estos movimientos provocan choques constantes entre moléculas vecinas, lo que provoca necesariamente una transferencia de energía entre ellas, desde las más energéticas (mayor temperatura) hasta las menos energéticas (menor temperatura).

En presencia de un gradiente de temperatura, esta transferencia de energía ocurre en la dirección decreciente de temperatura, como se puede apreciar en la siguiente imagen.

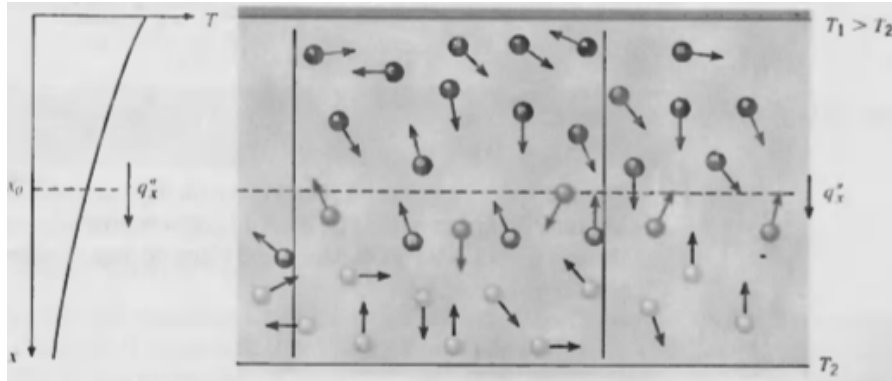


Figura 4.2: Asociación de la transferencia de calor por conducción con la difusión de energía debida a la actividad molecular [33].

Las moléculas de arriba y de abajo cruzan continuamente el plano hipotético de x_0 gracias a su movimiento aleatorio. Sin embargo, las moléculas de arriba están asociadas con una temperatura mayor, por lo que debe haber una transferencia neta de energía en la dirección positiva de x . Se habla de transferencia neta de energía debida al movimiento molecular aleatorio como una difusión de energía.

La situación es muy similar en los líquidos, aunque las interacciones son más fuertes y frecuentes. De igual manera, en un sólido, la conducción se atribuye a la actividad atómica en forma de vibraciones reticulares. El punto de vista moderno se atribuye la transferencia de energía a ondas reticulares. En un material no conductor el movimiento de energía se debe solo a este hecho, pero en un conductor hay que añadirle el movimiento de translación de los electrones libres.

Es posible cuantificar los procesos de transferencia de calor mediante ecuaciones o modelos apropiados. Para la conducción de calor, la ecuación se conoce como *Ley de Fourier* para pared plana unidimensional que tiene la siguiente forma:

$$q''_x = -k \frac{\delta T}{\delta x} = -k \frac{\Delta T}{L} \quad (4.1)$$

El flujo de calor o transferencia de calor por unidad de área q''_x (W/m^2) es la velocidad con que se transfiere el calor en la dirección x por área unitaria perpendicular a la dirección de transferencia. La constante k , es una propiedad de transporte conocida como *conductividad térmica* ($\text{W}/\text{m} \cdot \text{K}$) y es una característica propia del material. El signo menos que aparece en la fórmula anterior se debe a que la dirección de transferencia de calor va en sentido de la temperatura decreciente, ya que como antes se ha explicado, la energía va de donde hay más temperatura a donde hay menos [34].

4.2. Convección

Este método de transferencia de calor se compone de dos mecanismos. Además del movimiento provocado por la difusión, hay que añadirle el movimiento mediante el movimiento global o macroscópico del fluido, que se asocia a movimiento de grandes números de moléculas que se desplazan

en cualquier instante. Este movimiento en presencia de un gradiente de temperatura contribuye a la transferencia de calor.

Se va a hacer especial hincapié en el caso entre un fluido en movimiento y una superficie limitante cuando existe un gradiente térmico.

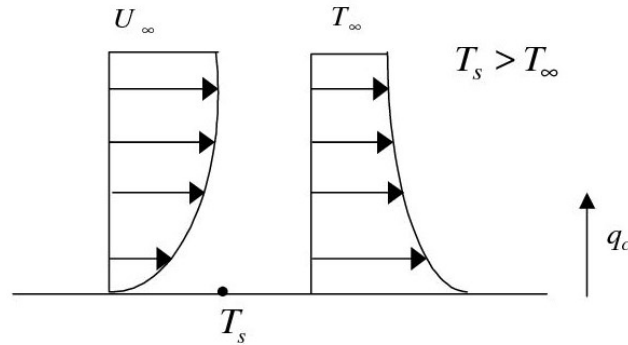


Figura 4.3: Asociación de la transferencia de calor por conducción con la difusión de energía debida a la actividad molecular [27].

Se considera el flujo del fluido sobre la superficie calentada como se muestra en la imagen anterior, como consecuencia de la interacción entre el fluido y la superficie, se desarrolla una región en el fluido que varía de cero en la superficie a un valor infinito u_∞ asociado al flujo. Esta región se conoce como *capa límite hidrodinámica*. Si además las temperaturas entre el fluido y la superficie son distintas, existirá una región del fluido donde la temperatura varía de T_s en $y=0$ a T_∞ en el flujo exterior. A esta región se la denomina *capa límite térmica* y siempre que $T_s > T_\infty$, aparecerá transferencia de calor entre la superficie y el fluido.

La convección se sustenta en la superposición del movimiento molecular aleatorio y el movimiento volumétrico del fluido en la capa límite. Si nos situamos cerca de la superficie, el movimiento por difusión domina donde la velocidad del fluido es baja; en la superficie solo existe este mecanismo; mientras que la aportación volumétrica se hace más importante a medida que el flujo avanza en dirección x .

Para la convección, la ecuación se conoce como: *Ley de enfriamiento de Newton* que tiene la siguiente forma:

$$q'' = h(T_s - T_\infty) \quad (4.2)$$

Donde q'' es el flujo de calor por convección (W/m^2), es proporcional a la diferencia de temperaturas. h es la constante de proporcionalidad ($W/m^2 \cdot K$) y se denomina coeficiente de transferencia de calor por convección. Este parámetro depende de las condiciones de la capa límite, las que a su vez dependen de la geometría, naturaleza y movimiento del fluido y además, de una serie de propiedades termodinámicas del fluido. A continuación se va a mostrar una tabla con los valores típicos de h .

Proceso	$h(W/m^2 \cdot K)$
Convección libre	
Gases	2-25
Líquidos	50-1000
Convección forzada	
Gases	25-250
Líquidos	50-20.000

Cuadro 4.1: Tabla que muestra los valores típicos de h .

La transferencia de calor se clasifica en función de la naturaleza del flujo. En primer lugar se va

a hablar de la convección forzada, se produce cuando el flujo es causado por medios externos, como puede ser el caso de un ventilador o vientos atmosféricos. Otra posibilidad puede ser la convección libre o convección natural, en este caso, el movimiento del flujo nace derivado de fuerzas de empuje que surgen a raíz de variaciones de densidad en el fluido debido a gradientes térmicos. Además de estos dos procesos donde se intercambia calor sensible existen otros procesos donde existe un intercambio de calor latente. Estos son la ebullición y la condensación, como por ejemplo la transferencia debida a la ebullición de agua en una cacerola. Estos últimos dos ejemplos no se van a tener en cuenta en nuestra búsqueda del método de transferencia de calor debido a su gran complejidad al tratarse de un sistema que varía mucho sus condiciones en función de la altura del avión y sería de enorme complejidad controlar en nuestro beneficio los cambios de fase, además de que no sería seguro que nuestro fluido cambiará de fase en el interior del avión [34].

4.3. Radiación

La radiación es la energía emitida por un objeto o materia que se encuentra a una temperatura determinada. Esta radiación puede proceder de sólidos, líquidos y gases aunque este apartado se centrará en la radiación emitida por sólidos. La radiación se asocia a cambios en las configuraciones electrónicas de los átomos o moléculas. Este tipo de energía a diferencia de la convección o conducción no necesita la presencia de un medio natural, ya que se transporta por ondas electromagnéticas o fotones.

La radiación que emite un cuerpo viene dada por la energía que se libera por unidad de superficie (W/m^2) y se denomina *potencia emisiva superficial* E . El valor máxima de esta se identifica con un radiador ideal o cuerpo negro y viene dado por la expresión de *Stefan-Boltzmann*:

$$E_b = \sigma T_s^4 \quad (4.3)$$

Donde T_s es la temperatura absoluta (K) de la superficie y σ es la constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}^4$). En el caso de una superficie real, el flujo de calor emitido siempre será menor que el emitido por un cuerpo negro y viene dado por:

$$E = \varepsilon \sigma T_s^4 \quad (4.4)$$

Donde ε es una propiedad que depende de la superficie denominada emisividad. Su rango de valores varía entre $0 \leq \varepsilon \leq 1$, lo que proporciona una medida de la eficiencia de emisión de una superficie en relación a un radiador ideal.

La radiación también puede incidir sobre una superficie desde sus alrededores, esta se puede originar desde el sol o desde otras superficies. Definimos la velocidad a la que incide la radiación sobre un área unitaria de la superficie como la irradiación G .

Una parte de esta puede ser absorbida por la superficie, lo que provocaría un aumento en la energía térmica del material, la velocidad con la que una superficie absorbe energía radiante se define mediante una propiedad denominada *absortividad* α . Es decir:

$$G_{abs} = \alpha G \quad (4.5)$$

Donde α varía entre $0 \leq \alpha \leq 1$. Si $\alpha < 1$ se trata de una superficie opaca ya que partes de la irradiación se reflejan. En el caso de que sea semi-transparente parte de ellas se transmiten. El valor de α depende de la naturaleza de la irradiación y de su misma superficie. En la práctica normalmente se suele suponer que $\alpha = \varepsilon$ lo que indica que es una superficie gris.

En un caso como en el de la siguiente imagen:

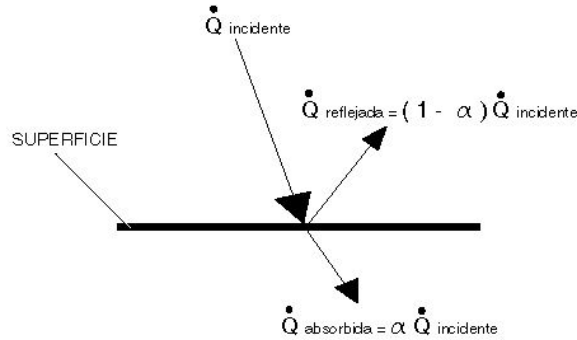


Figura 4.4: Tipo de radiación de una superficie [20].

Si se quiere calcular la cantidad de calor de radiación por unidad de superficie debemos usar la siguiente expresión:

$$q_{rad}'' = \frac{q}{A} = \varepsilon E_b(T_s) - \alpha G = \varepsilon \sigma (T_s^4 - T_a^4) \quad (4.6)$$

En esta expresión se expresa la diferencia entre la energía térmica que se emite frente a la que se absorbe.

4.3.1. Casos Prácticos

Como antes se ha comentado, se van a realizar un caso práctico por cada forma de transferencia de calor.

Se quiere comparar con las mismas condiciones de contorno cuál es la forma que más flujo de calor por unidad de longitud aporta, para así obtener una idea de cuál es la más óptima.

En todos los casos se va a considerar una placa con las mismas condiciones exteriores.

4.3.2. Caso Práctico 1: Conducción

En este caso se va a analizar el siguiente problema:

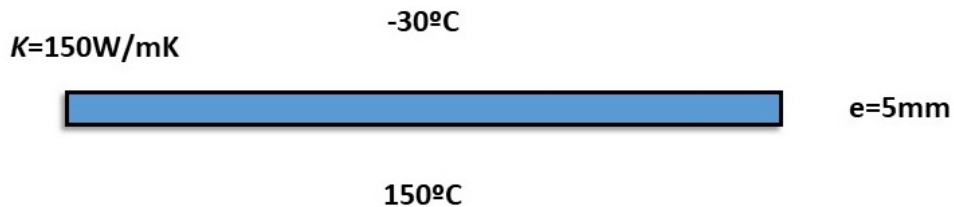


Figura 4.5: Esquema de la placa plana en conducción.

Nota: $A_s = 0.01 m^2$

Para realizar este problema se va a resolver mediante resistencia térmica. La resistencia térmica para un la siguiente expresión:

$$R_{t,cont} = \frac{e}{k \cdot A_s}$$

$$R_{t,cont} = \frac{0,005}{0,01 \cdot 150}$$

$$R_{t,cont} = 3,3e-3(4.7)$$

Una vez que se ha obtenido el valor de la resistencia, se va a calcular el calor por conducción:

$$q = T_2 - T_1 R_{t,cond} q = \frac{-30 - 150}{3,3e-3} q = -54KW \quad (4.8)$$

El signo del calor se debe a que cede calor.

4.3.3. Caso Práctico 2: Convección

En este apartado se va a estudiar un caso de flujo externo con una corriente de aire fría de -30°C y una velocidad de 150 m/s. Como se muestra en la siguiente imagen:

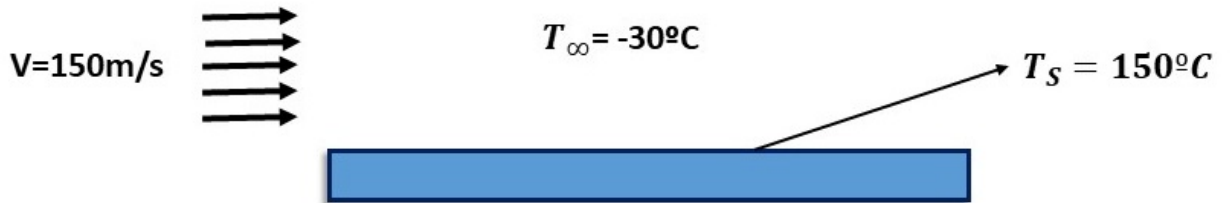


Figura 4.6: Esquema de la placa plana en flujo externo.

Para comenzar a resolver el problema, se tienen que obtener las propiedades del fluido, como aproximación para obtenerla se calcula la T_f . Que se ha obtenido de la siguiente manera:

$$T_f = \frac{T_1 + T_2}{2} T_f = 60^\circ\text{C} \quad (4.9)$$

Con estos datos se obtienen las propiedades del aire que son las siguientes:

Propiedades	Valores
ρ	0,995 (kg/m^3)
C_p	1,009 ($\text{KJ}/\text{kg} \cdot \text{K}$)
μ	$208,2 \cdot 10^{-7}$ ($\text{N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$)
k	$30 \cdot 10^{-3}$ ($\text{W}/\text{m} \cdot \text{K}$)
Pr	0.7

Cuadro 4.2: Tabla de propiedades del aire a 60°C .

Como se quiere obtener el valor de h (Coeficiente de transmisión de calor por convección), para ello se van a realizar los siguientes pasos:

1. Determinar si el flujo es laminar o turbulento.

A continuación se debe obtener el número de Reynolds para conocer si el flujo es laminar o turbulento. Para ello se utiliza la siguiente expresión:

$$Re_l = \frac{\rho \cdot v_{\infty} \cdot L}{\mu} \quad (4.10)$$

$$Re_L = \frac{0,9955 \cdot 150 \cdot 0,01}{208,2 \cdot 10^{-7}}$$

$$Re_L = 71685,87896$$

Por lo que nuestro fluido se comporta como un flujo laminar.

2. Aplicar Correlaciones para obtener el Nu

Como se trata del caso de flujo laminar, placa plana y T_s uniforme se utilizara la siguiente ecuación:

$$\overline{Nu_L} = 0,664 Re_L^{1/2} Pr^{1/3} \quad (4.11)$$

$$\overline{Nu_L} = 157,85229$$

3. Obtener el valor de h

Una vez se ha obtenido el valor del *Nusselt* se pasaa calcular el valor de h , mediante la siguiente expresión:

$$\overline{Nu_L} = \frac{h \cdot L}{K} \quad (4.12)$$

$$h = \frac{\overline{Nu_L} \cdot K}{L} \quad (4.13)$$

$$h = 47,35(W/m^2 \cdot K)$$

Ya se ha obtenido el valor del coeficiente de transferencia de calor por conducción, por lo que mediante la siguiente expresión se puede calcular el calor por convección:

$$q = hA_s(T_s - T_{\infty}) \quad (4.14)$$

$$q = 85,24(W)$$

4.3.4. Caso Práctico 3: Radiación

Para este caso se va obtener el calor por radiación de una placa a los alrededores. Para ello se considera una situación como la siguiente:

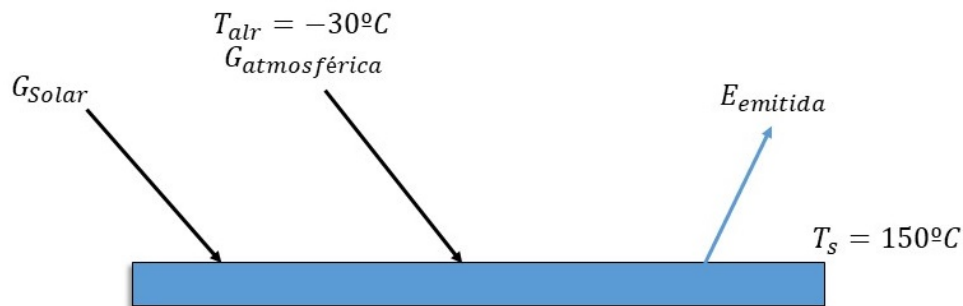


Figura 4.7: Esquema de la placa plana en radiación.

Mediante la siguiente balance de energía se obtiene esta expresión:

$$q_{rad} = \alpha G_{solar} + \alpha \sigma T_a^4 - \epsilon \sigma T_s^4 \quad (4.15)$$

Se tienen los siguientes datos:

Datos	Valores
σ	$5.67 \cdot 10^{-8} (\text{W/m}^2 \text{K}^4)$
C_p	$1,009 (\text{KJ/kg} \cdot \text{K})$
α	0.5
G_{solar}	$1373 (\text{W/m}^2)$

Cuadro 4.3: Datos del problema.

Utilizando la ecuación 4.15 y los datos de la tabla anterior se obtiene el flujo de calor por unidad de superficie:

$$q'' = 0,5 \cdot 1373 + 0,5 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot (273 - 30)^4 - 0,5 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot (273 + 150)^4 \quad (4.16)$$

$$q'' = -122,29 (\text{W/m}^2) \quad (4.17)$$

Se quiere obtener el calor producido por radiación luego se usa la siguiente expresión:

$$q = q'' \cdot A_s \quad (4.18)$$

$$q = -1,223 (\text{W})$$

Al igual que en el caso de conducción, el signo negativo se debe a que está cediendo.

4.4. Conclusiones

Como se ha podido comprobar el método más eficiente para la transferencia de calor es la conducción. Es por esto que para establecer líneas de mejora de este sistema, se deberá intentar realizar esta transferencia de calor mediante conducción. Para ello se cree que se deberá investigar a fondo en nuevos materiales que pueden maximizar este proceso.

Se debe intentar conseguir que la transferencia de calor sea mayoritariamente por conducción añadiéndole el factor convectivo.

Capítulo 5

Modelización 3D del sistema

En este capítulo se van a mostrar los diferentes diseños realizados de nuestro sistema anti-hielo, tanto del entorno físico como de los componentes que después se van a simular. Todos los diseños de este capítulo se han realizado con la herramienta de diseño CATIA V5 Versión de estudiante. Este software es propiedad de la empresa Dassault Systems, que se crea en 1981.

5.1. Introducción

En el presente capítulo se va a explicar el procedimiento empleado para diseñar todos nuestros componentes. Dado que el sistema *WAI* se encuentra dentro de una aeronave, se va a diseñar esta también para tener el entorno físico del sistema.

Para el diseño del avión, se ha elegido un avión bimotor, de doble pasillo ya que este avión es el más popular en rutas comerciales de larga o media distancia, por lo que es el que más interés presenta para el sistema de protección contra el hielo.

Debido a que el diseño del ala y el fuselaje son muy complejos, se han asumido ciertas simplificaciones que no influyen en el sistema anti-hielo, teniendo muy en cuenta los puntos clave que este ocasiona.

El modelo 3D se ha realizado mediante la herramienta CATIA Student V5, se ha seguido una metodología de parametrización, hecho que ha simplificado cualquier modificación posterior.

Se ha seleccionado el modelo Airbus A350 y a continuación se muestra una imagen global del avión.

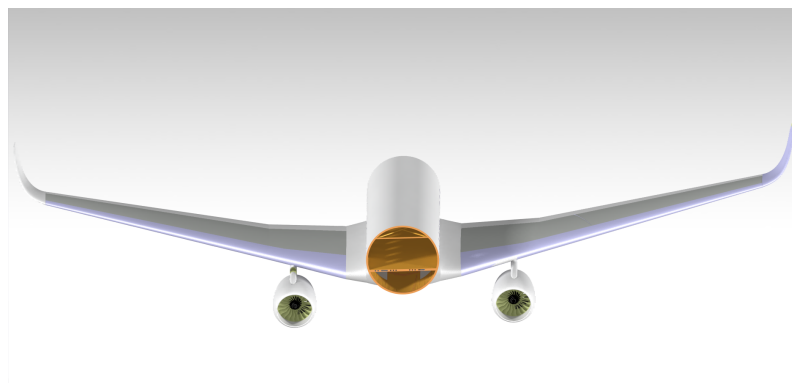


Figura 5.1: Imagen del diseño realizado del avión.

5.2. Diseño del Entorno Físico del sistema

5.2.1. Diseño del ala

Como antes se ha comentado se ha seleccionado el avión A350 de Airbus y a continuación se muestra una imagen de las partes más importantes del ala que posee este tipo de aeronaves.

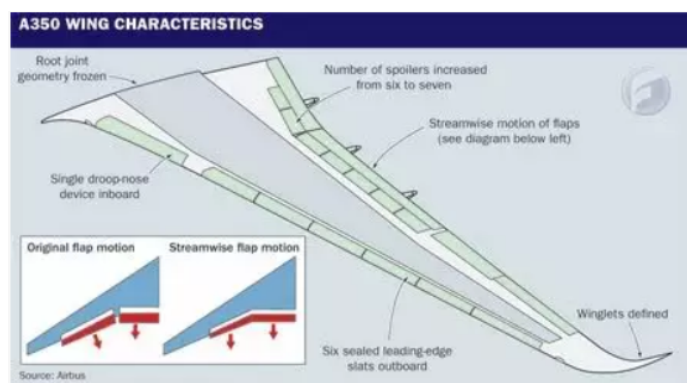


Figura 5.2: Ala de un A350 [4].

Para diseñar este ala se han tenido en cuenta diversos factores geométricos. El ala tiene flecha positiva y doble estrechamiento. La flecha, es el ángulo que forman las semi-alas, concretamente la línea del 25 % de cuerda, respecto del eje transversal del avión. Este método se usa para retrasar los efectos aerodinámicos perjudiciales que aparecen al volar a velocidades transónicas.

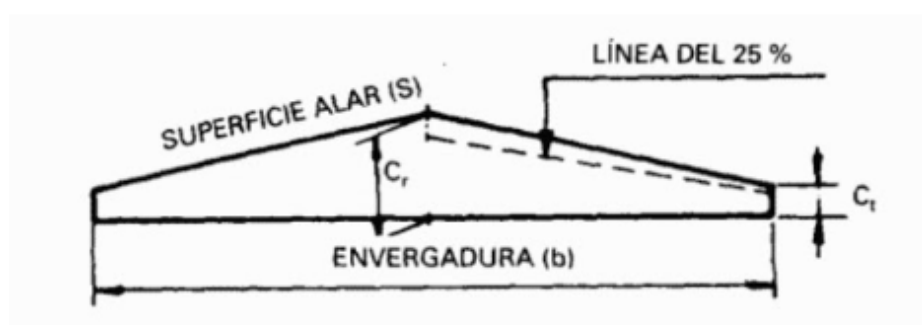


Figura 5.3: Concepto de flecha alar [24].

Otro factor clave es el estrechamiento, se trata de la relación entre la cuerda alar de la punta dividido por la cuerda del perfil alar en el encastre.

En un ala con estrechamiento simple, el borde de ataque y salida se puede expresar mediante la ecuación de una recta, sin embargo, si es una ala con quiebros, se definen varias funciones a trozos.

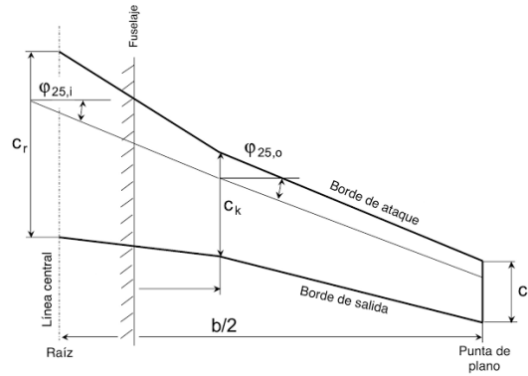


Figura 5.4: Semi-ala con doble estrechamiento [8].

Debido a que el fabricante de esta ala no proporciona todos los datos necesarios, alguno de estos parámetros han sido estimados. Si se diera el caso de que se necesitará un modelo más exacto, si se proporcionaran todos los datos geométricos necesarios se podría modificar fácilmente ya que todo está parametrizado.

El perfil alar es una de las variables más importantes tanto en la definición del ala, como en el posterior diseño de las superficies sustentadoras, ya que en función del objetivo se elegirá una u otra.

Actualmente las compañías están comenzando a emplear perfiles supercríticos con el objetivo de disminuir el número de Mach, de resistencia divergente, para que sea lo más alto posible, consiguiendo así, que los aviones sean capaces de volar a altas velocidades subsónicas y a bajas velocidades transónicas sin incrementar su resistencia aerodinámica de una manera muy notable. Los distintos fabricantes de aviones no suelen hacer público el diseño de estos perfiles alares, ya que buscan ser más eficientes que la competencia. Es por esto que se ha elegido un perfil similar a los que pueden usar los grandes fabricantes como Airbus o Boeing.

Este perfil se ha obtenido de una librería online. Se ha elegido el perfil NACA 23012.

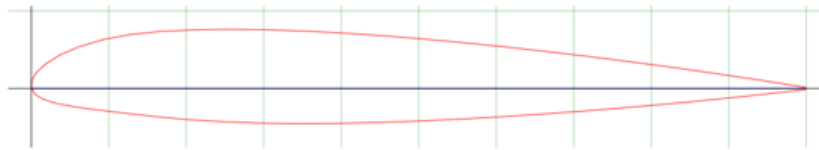


Figura 5.5: Perfil alar NACA 23012 [19].

A continuación se muestra una imagen donde se muestra el modelo del ala diseñado.

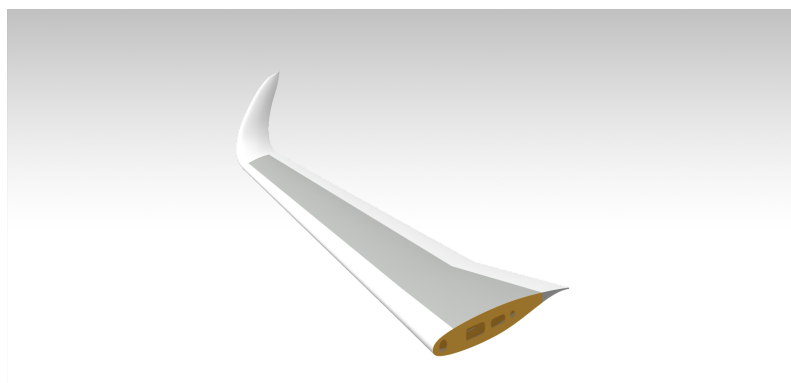


Figura 5.6: Imagen detalle del ala diseñada.

Para realizarla se han tenido en cuenta una serie de parámetros que se recogen en la siguiente tabla. Los datos que se van a mostrar en la tabla son los que se han usado para realizar la parametrización y como antes se ha comentado, aquellos de los que no se dispone valores exactos, se han estimado en función de otros aviones de dimensiones similares.

Parámetros	Valor
Flecha del ala	31.9°
Semi-envergadura	25150mm
Semi-envergadura primer tramo	6500mm
Cuerda en la Raíz	12000mm
Cuerda en la punta	3000mm

Cuadro 5.1: Parámetros empleados para el diseño del ala.

5.2.2. Diseño del fuselaje

El fuselaje es un elemnto estructural fundamental en el diseño de un avión. En el interior de este, se encuentran la cabina de pasajeros, las bodegas de carga y la cabina de mando. Además cumple la función de integrar el resto de las partes del avión, como los motores, el tren de aterrizaje y las alas.

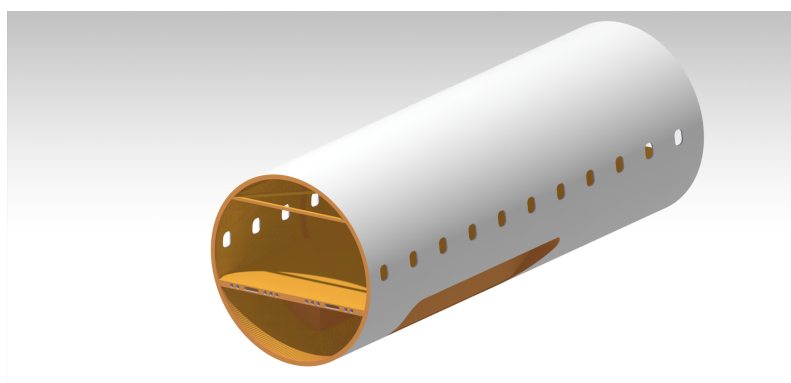


Figura 5.7: Imagen del diseño del fuselaje.

Al igual que en el caso del ala, el fuselaje esta diseñado mediante un método paramétrico. El diámetro del fuselaje es de 6 metros y de largo tiene 17 metros. En este caso se ha estimado la

longitud del mismo debido a la falta de información . A continuación se van a mostrar los datos que se han usado para la parametrización de este componente.

Parámetros	Valor
Diámetro fuselaje	6000mm
Longitud del fuselaje	17000mm
Radio de la ventana	160mm
Altura de la ventana	500mm
Separación ventanas	1500mm
Espesor fuselaje	50mm
Espesor suelo	200mm
Espesor largueros	190mm
Espesor techo	90mm
Distancia largueros techo	4000mm

Cuadro 5.2: Parámetros empleados para el diseño del fuselaje.

5.2.3. Diseño del *Belly Fairing*

El *Belly Fairing* o caverna ventral es la pieza del avión que une el ala con el fuselaje. En su interior se encuentran ciertos componentes del avión. El sistema anti-hielo tiene que pasar por dentro de este componente para conectar las dos semi-alas y el sistema. Para diseñar este componente se ha tenido en cuenta la importancia de que tenga una forma aerodinámica, ya que si no, podría generar numerosas interferencias negativas en elementos tan importantes como las alas o el fuselaje.

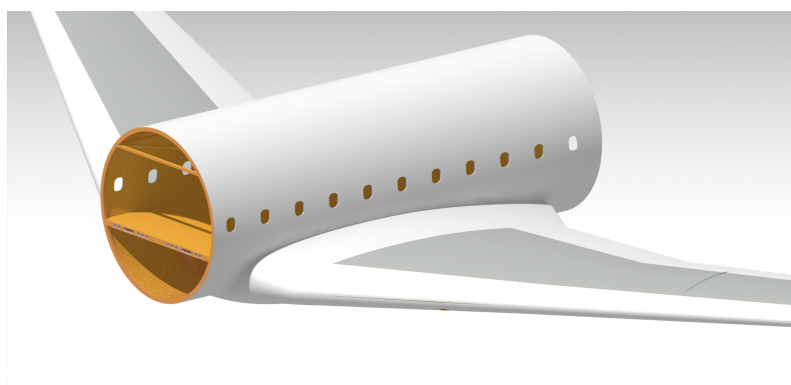


Figura 5.8: Imagen del conjunto belly fairing-alas-fuselaje.

5.2.4. Diseño de los motores

En el diseño de los motores se han tomado como referencia los motores equipados por el Airbus A350, pertenecen a la familia *Roll-Royce Trent*, siendo motores turbofan de alto índice de derivación.



Figura 5.9: Motor A350 [40].

A continuación se muestra el diseño realizado de este:

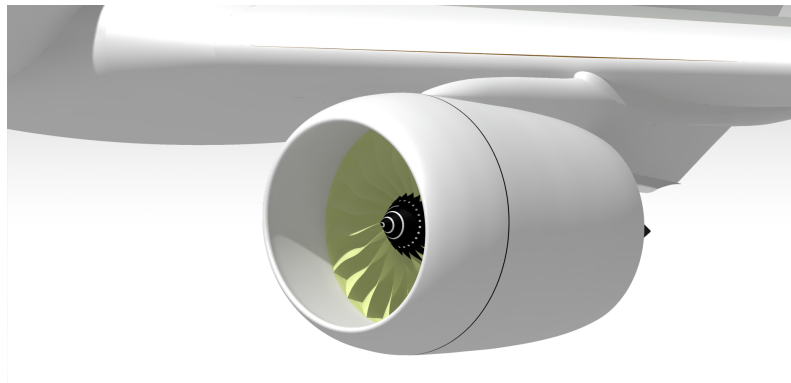


Figura 5.10: Motor A350 diseñado

El posicionamiento del motor se ha llevado a cabo de la manera más realista posible, mediante el uso de un pylon; componente que une el motor con el ala; coincide con el espacio generado entre dos costillas.

Esta unión es de vital importancia ya que el sistema WAI se nutre del sangrado del motor. Por ello se ha realizado un vaciado en el ala que conecte al sistema con el sangrado del motor. A continuación se muestra una imagen de esta unión.

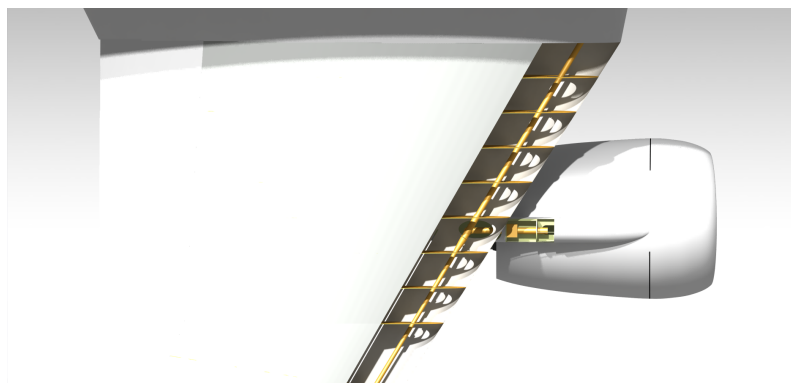


Figura 5.11: Imagen en planta de la unión entre el motor y el ala.

5.2.5. Diseño de los Slats.

Los Slats son elementos hipersustentadores, son estructuras móviles que mejoran la sustentación. Son uno de los elementos principales del sistema, ya que cuando se necesita un plus de sustentación en determinadas fases del vuelo, como en el despegue o en el aterrizaje, estos elementos se activan para proporcionar un aumento en la sustentación.



Figura 5.12: Imagen de los slats de un A350[9].

A continuación se va a mostrar una imagen del diseño realizado de los slats. Este diseño se ha realizado de la manera más exacta posible ya que no existe a disposición del público ninguna información relativa al diseño de estos. Por lo que se ha realizado adaptándose al ala como se muestra en la imagen.

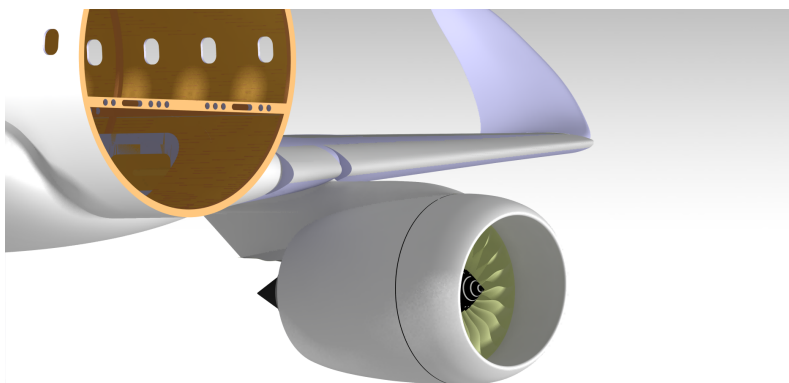


Figura 5.13: Imagen del diseño de los Slats

5.3. Diseño del sistema *WAI*

A continuación se va a mostrar el diseño del sistema *WAI*, la versión que se va a mostrar se adapta al entorno físico antes diseñado. Es por esto que la estructura de las costillas del avión son una simplificación.

Se van a explicar las partes clave del sistema y una visión general del mismo.

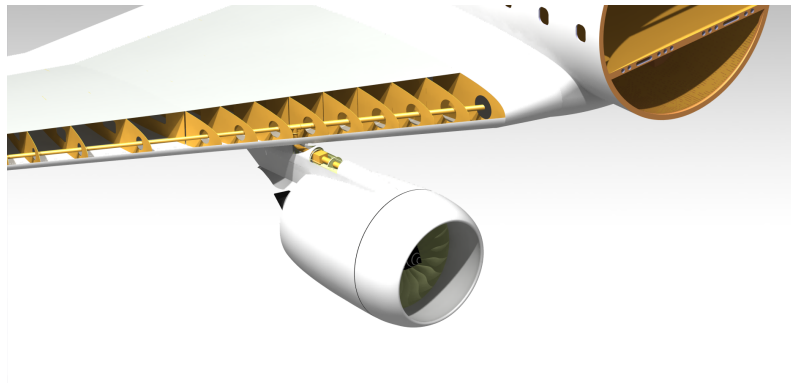


Figura 5.14: Imagen que muestra el sistema *Wing Anti Ice*.

El sistema obtiene el flujo de aire caliente del motor mediante un sangrado. Este punto es de vital importancia ya que es de donde todo el sistema obtiene la energía necesaria para calentar el borde de ataque.

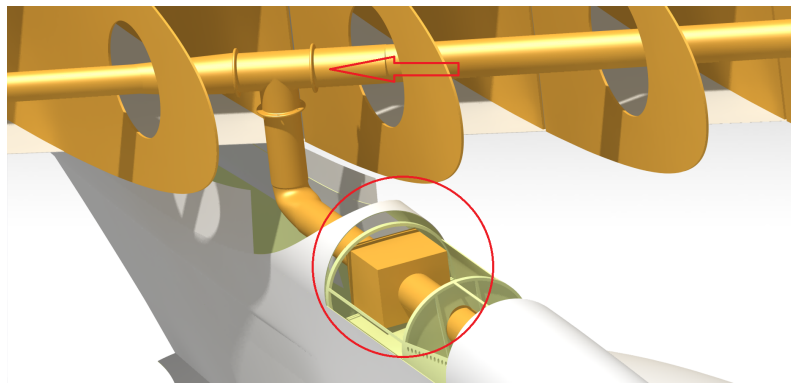


Figura 5.15: Detalle del sangrado del motor.

Se puede observar un PCE (*PreCooler*) que esta simplificado ya que este componente puede tener formas muy complejas y dado que nuestro proyecto no se basa en el diseño de este, se ha modelizado como un cubo. Un *PreCooler* es un componente que disminuye la temperatura del gas. Este proceso es fundamental ya que el aire procedente del sangrado del motor posee muy altas temperaturas. Este componente se ubica en la imagen mediante un círculo rojo. El otro componente que se puede observar es la denominada *Cross Valve* cuyo cometido es regular la presión del fluido, ya que este procede del sangrado de los motores y su presión es generalmente muy alta, por lo que esta válvula se asegura de obtener la presión adecuada.

El siguiente componente que se va a mostrar, es el *Tubo Piccolo* que es el encargado de calentar el borde de ataque. Debido a que los orificios de este elemento son de un diámetro muy pequeño (1,32mm) y el modo fotografía de CATIA no consigue ofrecer la resolución necesaria, no se pueden observar a lo largo del conducto, algo que es un error visual, ya que están diseñados a lo largo de todo el tubo.

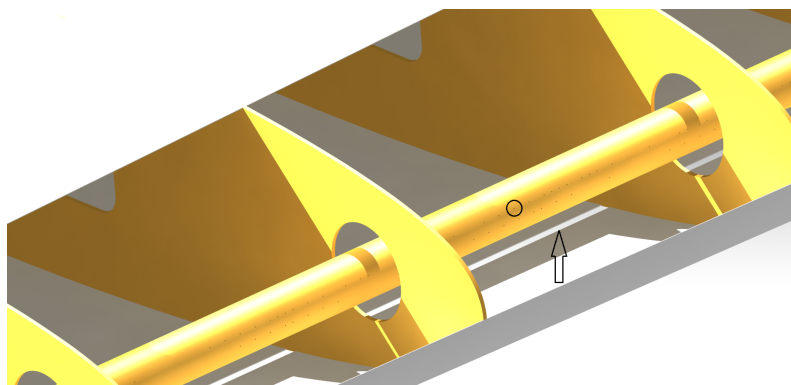


Figura 5.16: Detalle del tubo Piccolo.

Los orificios se muestran en la imagen anterior rodeados por un círculo de color negro. Como antes se ha mencionado no se aprecian todos los orificios, pero siguen la siguiente disposición:

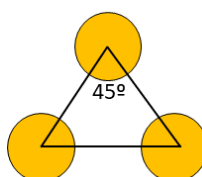


Figura 5.17: Disposición de los orificios.

Las líneas horizontales que señala la flecha de color negro simulan la salida de aire. Son componentes retráctiles que se abren o cierran para eyectar el aire. Este es uno de los principales inconvenientes del sistema. El gasto másico de aire no se conserva ya que se derrocha, eyectándolo al exterior.

5.4. Elementos para el apartado de simulación.

En este apartado se van a mostrar los dos elementos que se van a usar par las simulaciones posteriores, ya que ambos componentes han sido diseñado de manera más exacta y a conciencia para poder realizar las simulaciones pertinentes.

5.4.1. Perfil alar NACA 23012.

El perfil alar se ha importado mediante EXCELL al programa CATIA usando las herramientas correspondientes, que poseen ambos programas, el perfil como antes se ha comentado se ha obtenido de la web airfoil que aparece en la bibliografía [19].

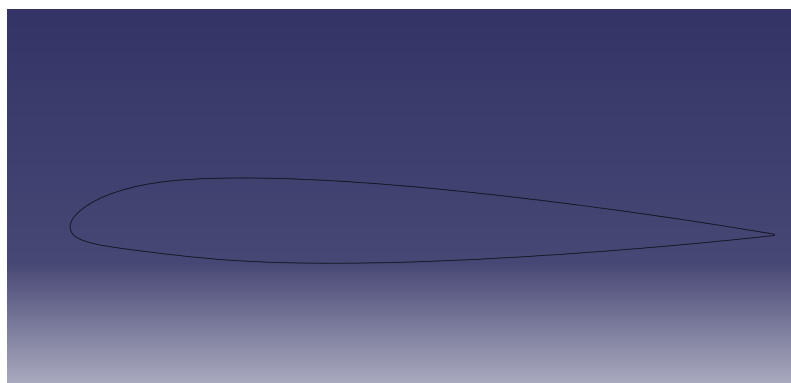


Figura 5.18: Diseño del perfil NACA 23012.

Todas las dimensiones exactas, se obtienen desde la web donde se plotean introduciendo la dimensión de *Chord*, el cuál se ha dimensionado con un valor de 1800mm. A continuación el programa te facilita un EXCELL donde aparece punto a punto el perfil alar. Los valores de los que se parte son:

Parámetro	Valor
Chord	1800mm
Profundidad	90mm
Espesor	1,6mm

Cuadro 5.3: Datos del perfil alar

5.4.2. Zona interna del perfil.

En este apartado se va a mostrar la parte interna del ala que se va a simular. Debido a las simulaciones, se ha decidido simular la parte equivalente que se encuentra entre dos costillas.

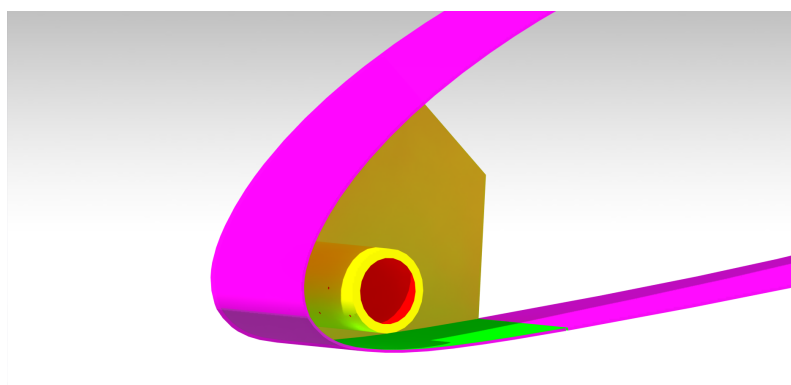


Figura 5.19: Partes del interior del ala.

Se van a detallar las diferentes partes que aparecen en el diseño ya que serán de vital importancia para las simulaciones. En primer lugar la superficie que aparece de color morado es la superficie del borde de ataque.

La superficie que aparece de un amarillo oscuro simula una parte de la costilla que realizará las funciones de *wall*.

La zona de color verde simula la parte que llega hasta la eyección, esta ocurre en el cambio de color de verde a morado.

El tubo de color amarillo se corresponde con el tubo Piccolo y los círculos rojos son los orificios de eyección. A continuación se van a mostrar los distintos datos geométricos utilizados:

Parámetros	Valores
Distancia a la eyección	160mm
Ancho de eyección	1.27mm
Diámetro de orificios	1,32mm
Espesor del tubo Piccolo	5mm
Distancia entre orificios	30mm
Ángulos entre filas de orificios	45°
Espesor del borde ataque	1.6mm

Cuadro 5.4: Parámetros utilizados para el diseño del sistema

5.5. Resumen del modelo

A pesar de no disponer de los planos necesarios, debido a la política de privacidad de la empresa dueña de este modelo, se ha conseguido desarrollar un entorno físico que se ajusta muy bien con la realidad.

De este capítulo se obtiene una visión global de todo el sistema, que nos permite detectar puntos de mejora, como la parte de la eyección. También permitiría en el caso de que fuera necesario para el diseño de un nuevo sistema anti-hielo, poder obtener el volumen interno que se podría utilizar para diseñarlo, además del peso del posible nuevo modelo.

Capítulo 6

Analisis en Ansys Fluent

6.1. Introducción

En este capítulo se van a realizar las simulaciones necesarias para, primero mostrar la necesidad del uso de un sistema anti-hielo y posteriormente para calcular las distintas temperaturas una vez hemos usado este sistema.

Se ha utilizado un programa de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) llamado ANSYS FLUENT. Este programa está desarrollado por la empresa ANSYS, es una empresa fundada en 1970 donde se puede encontrar numerosos tipos de software para resolver problemas en todos los campos de la ingeniería.

6.2. Perfil NACA 2D

En este apartado se va a simular el perfil NACA 23012 que se mostró en el anterior capítulo. Para ello se ha utilizado el programa ANSYS FLUENT Student Version. Se va a explicar de manera general el procedimiento seguido para obtener los resultados.

1. Importar el perfil alar.

El primer paso que se ha realizado es importar el perfil que se va a examinar desde catia. A continuación se muestra una imagen de está.

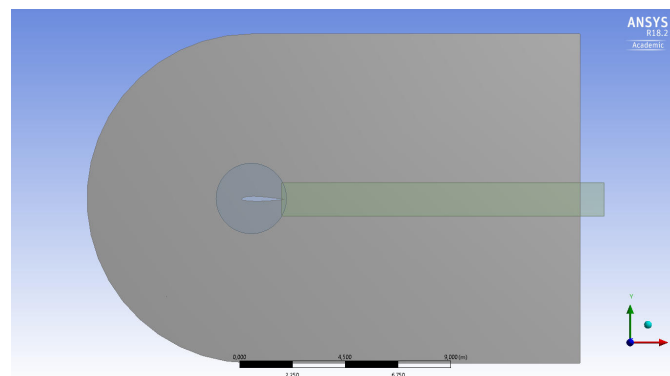


Figura 6.1: Geometría utilizada en ANSYS para el perfil alar.

Como se puede observar lo que se ha realizado una superficie inversa a la que tendría el perfil alar. Se ha creado una superficie de grandes dimensiones y se le ha sustraído el perfil, esto se ha realizado así para simular un volumen de control que se será por donde circule la corriente de aire .

2. Mallado de la geometría.

Para realizar la malla de una geometría se debe tener en cuenta que esta debe ser lo más homogénea posible y con un tamaño adecuado de los elementos. Se debe tener en cuenta que es una versión estudiante y el número de nodos y elementos está limitado. Se va a mostrar primero una imagen que muestra la malla desde lejos para observar que es homogénea.

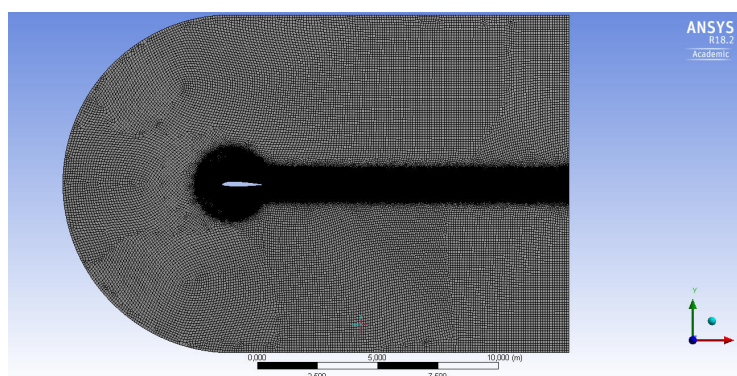


Figura 6.2: Malla de la geometría.

La siguiente imagen muestra más en detalle de la zona cercana al perfil alar.

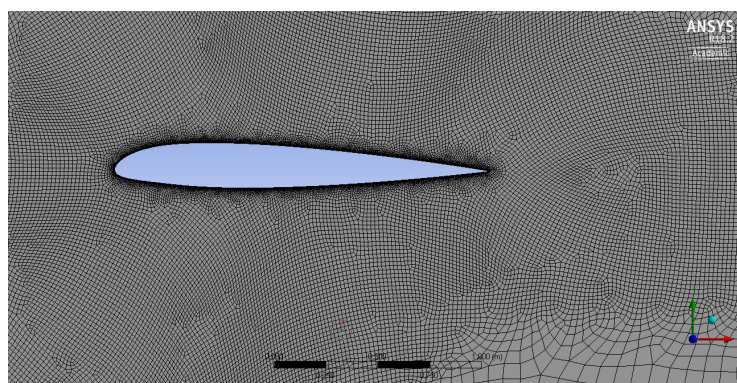


Figura 6.3: Detalle de la malla del perfil alar.

3. Resultados.

A continuación se va a mostrar el perfil alar con las diferentes temperaturas obtenidas. Al perfil alar se le ha aplicado una corriente de aire a una velocidad de 150m/s que es una velocidad intermedia para velocidad crucero del avión. Esta corriente de aire esta a -10°C y a una presión de 101.325 Pa.

Todas las condiciones se han tomado de un estudio que se citará al final del capítulo.

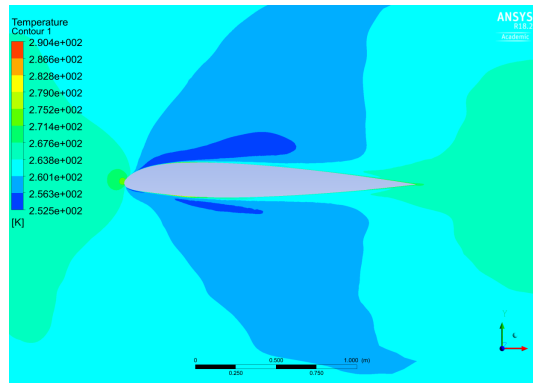


Figura 6.4: Resultados perfil alar 2D.

Como se puede en la imagen la temperatura más baja se produce en el extradós con una temperatura de 252 K lo que implica que será una zona que provocará la creación de hielo. En el centro del borde de ataque también tenemos una temperatura bajo cero, en concreto de aproximadamente 270 K.

Si se atiende a las necesidades de la normativa donde aparece que la temperatura mínima debe de ser de 10°C (283 K) indica la extrema necesidad de aplicar calor al borde de ataque si se quiere evitar la formación de hielo.

6.3. Perfil NACA 3D

En el apartado anterior se ha realizado la simulación para el perfil alar en 2D, a continuación se va a realizar para el mismo perfil, pero en este caso en geometría 3D.

1. Geometría

En este apartado se ha realizado un volumen de control suficientemente grande al que se le ha sustraído el volumen del perfil alar para conseguir el mismo que en el anterior apartado.

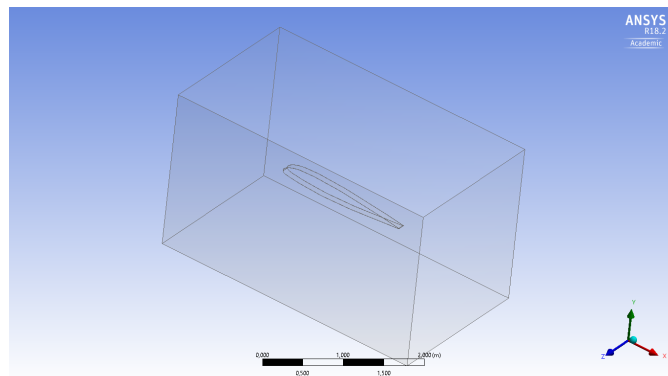


Figura 6.5: Perfil alar en 3D.

2. Mallado

En este caso la malla es muy sencilla ya que se trata de un rectángulo. La malla se muestra en la siguiente imagen:

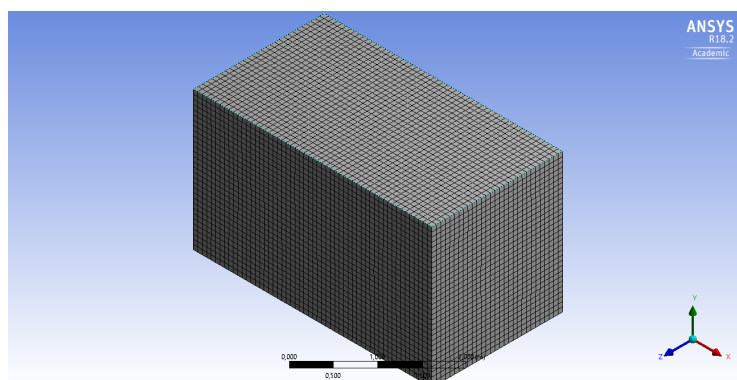


Figura 6.6: Malla del perfil alar en 3D.

Se puede comprobar que la malla esta bien realizada ya que los elementos son homogéneos y de un tamaño adecuado.

3. Resultados

Se van a mostrar las diferentes temperaturas que se obtienen en el perfil alar, se han aplicado las mismas condiciones atmosféricas que en el caso anterior.

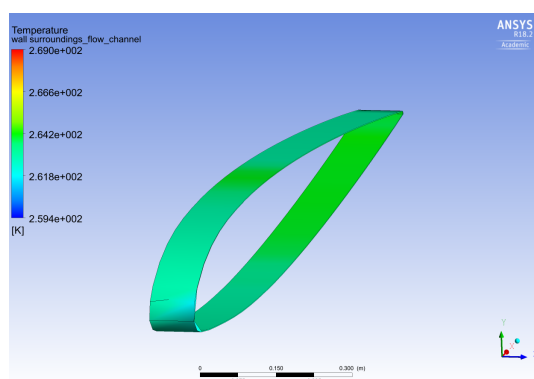


Figura 6.7: Resultados del perfil alar en 3D.

Se obtienen temperaturas muy similares a las del apartado anterior. La temperatura mínima es de 260 K lo que indica la necesidad de utilizar un sistema anti-hielo.

6.4. Sistema WAI

En este apartado se va a realizar la simulación del sistema *Wing Anti Ice*. Se ha utilizado el perfil alar anterior para darle forma al borde de ataque. A continuación se muestra los pasos seguidos:

- Importar geometría

A continuación se va a mostrar una imagen dela geometría utilizada:

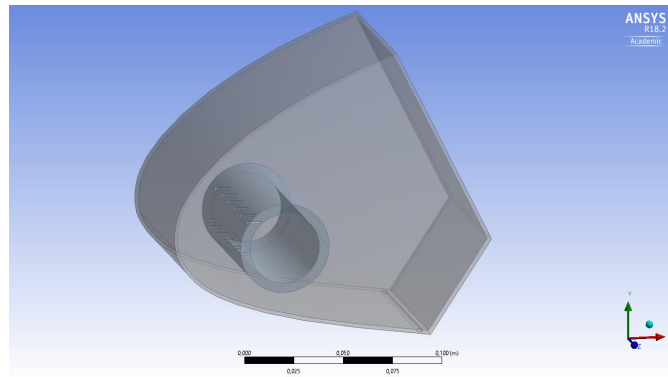


Figura 6.8: Geometría a simular del sistema WAI.

En esta geometría existen dos *Bodies*, el primero es el perfil alar y a este se le añade el tubo piccolo.

- Mallado

A continuación se va a mostrar la malla realizada para esta geometría. Se van a mostrar el mallado correspondiente a los dos objetos:

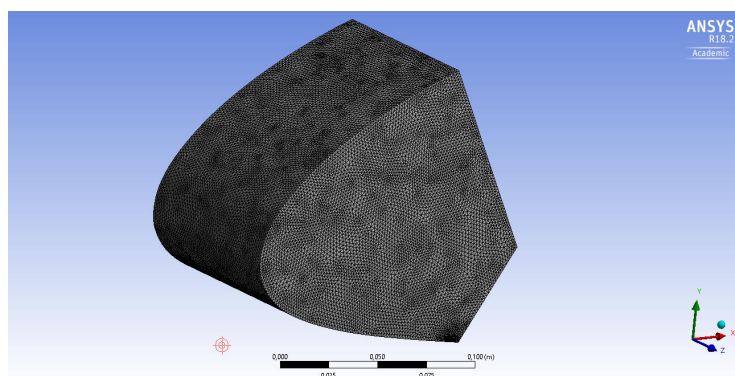


Figura 6.9: Geometría a simular del sistema WAI .

Esta malla corresponde al objeto del borde de ataque y a continuación se va a mostrar el objeto del tubo piccolo:

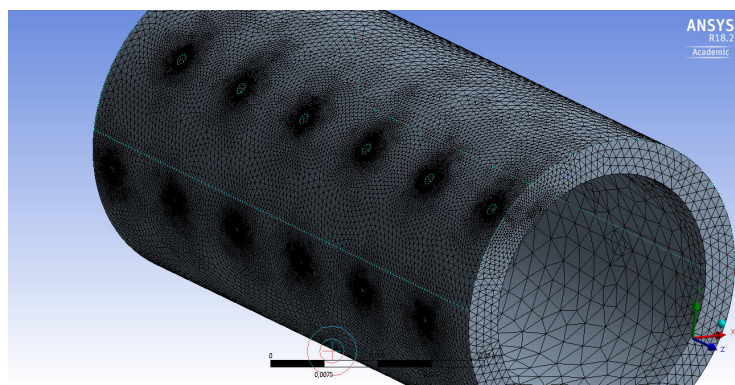


Figura 6.10: Geometría a simular del sistema WAI.

Se puede observar que en el caso del tubo piccolo se han creado elementos de menor tamaño cerca de los orificios que se van a encargar de inyectar el aire caliente al sistema. Esto se realiza para obtener una mayor precisión en los calculos futuros.

■ Simulaciones

En este apartado ha aparecido un problema por el cuál no se ha podido obtener una solución final. Como se va a mostrar en la siguiente imagen, el número de elementos es muy superior al que se permite con la versión student.

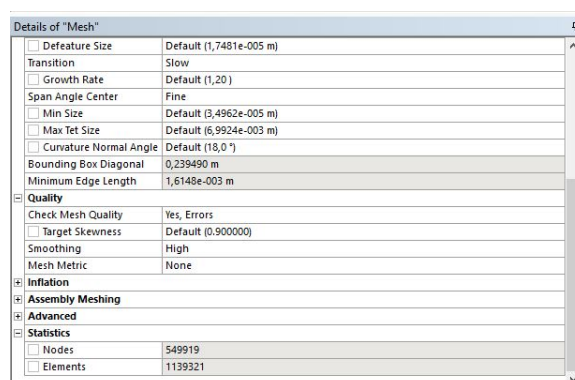


Figura 6.11: Geometría a simular del sistema WAI.

La imposibilidad de reducir el número de elementos hasta un valor que se permita con la versión estudiante, sin reducir demasiado la calidad de la malla, que como se observa en la imagen 6.9, ya de por si no es tan precisa como debería. Es lo que ha provocado que no se hayan podido obtener los resultados, ya que el programa no deja simular por exceso de elementos.

6.5. Conclusión

En este apartado se ha demostrado la necesidad que se tiene de utilizar estos sistemas contra la formación de hielo, ya que de lo contrario, no se cumpliría la regulación de la normativa donde como mínimo se establece una temperatura de 10°C en el borde de ataque. No se ha podido demostrar la efectividad del sistema anti-hielo para aumentar la temperatura y prevenir así la formación de hielo, debido a la limitación de la versión estudiantes. Se ha de tener en cuenta que ANSYS posee un módulo específico para las simulaciones de los sistemas anti-hielo y así poder certificar aeronaves de una manera rápida y más sencilla. Este módulo se llama FENSAP-ICE y es de uso privado y esta orientado a las empresas.

Es por esto que es difícil conseguir simular este tipo de geometrías en ANSYS fluent Student.

Capítulo 7

Interacciones con Otros Sistemas

En el presente trabajo se está estudiando el sistema anti-hielo, es por esto que se debe estudiar también las diferentes interacciones que tiene con los sistemas adyacentes. Este sistema principalmente se encuentra distribuido a lo largo del ala, por lo que este estudio se va a centrar a todos aquellos sistemas que interfieran tanto físicamente como en ubicación al sistema .

7.0.1. Interacciones con sistemas adyacentes

1. Sistema de transporte del combustible

En un avión comercial clásico, el combustible esta distribuido a lo largo de la evergadura de la semi-ala, entre ambos largueros y unidos mediante las costillas. En la siguiente imagen se puede observar la dsitribución del A350.

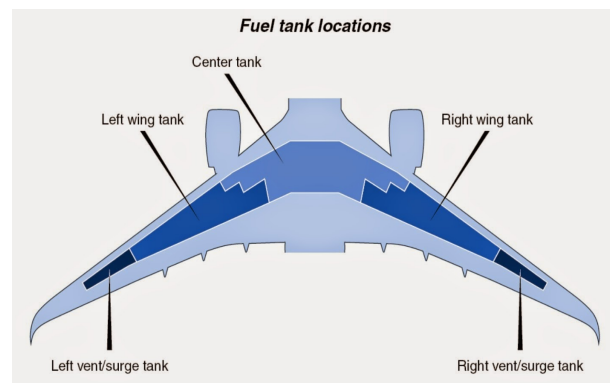


Figura 7.1: Tanques de combustible del A350 [47].

En la imagen se puede observar la disposición de los tanques de combustible, este se divide en tres: *center tank* que se situa en la zona central, *Wing Tank* que se situa una en cada ala y *Vent/Surge Tank* que se situa en la cola del avión y se usa como reserva de combustible. El sistema de combustible está diseñado para suministrar ininterrumpidamente un flujo limpio de combustible desde los tanques hasta los motores. El combustible debe estar disponible para su uso durante todas las fases de vuelo independientemente de su altitud, posición o fase de vuelo. Existen principalmente dos tipos de sistemas, son:

- *Gravity-Feed System*

Este tipo de sistemas emplean la gravedad para transportar el combustible desde los tanques hasta los motores. En estos sistemas los tanques están situados encima de los carburadores. Este sistema se usará siempre y cuando el diseño de la aeronave lo permita.

Las aeronaves que disponen de este tipo de sistemas poseen dos tipos de bombas de combustible. Se trata de una bomba principal que adicionalmente tiene una bomba eléctrica auxiliar que proporciona más seguridad al sistema.

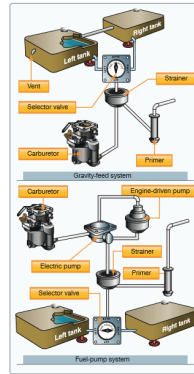


Figura 7.2: Sistemas de suministro de combustible [13].

Todos los sistemas, ya sean de gravedad o mediante bomba necesitan incorporar un cebador de combustible en su sistema. Cuando las condiciones atmosféricas no son las ideales y les cuesta arrancar a los motores, estos elementos se encargan de vaporizar el combustible en el carburador, ya que no hay suficiente calor [13].

2. Sistemas Mecánicos de las superficies de Control

Este sistema recorre principalmente el borde de ataque del ala. Todos estos sistemas neumáticos se pueden apreciar en la siguiente imagen.

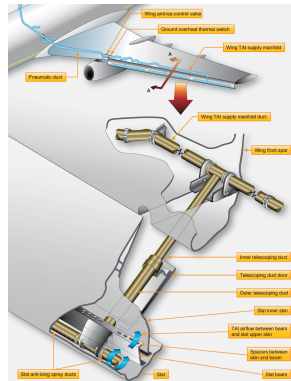


Figura 7.3: Sistemas de neumáticos [31].

En esta imagen se puede observar el mecanismo de acción del slat y su posición respecto al sistema anti-hielo.

3. Sistema *BLEED*

Este sistema es el encargado de realizar el sangrado de aire del motor.

El sistema *WAI* es uno de los muchos sistemas que se nutren del sangrado de los motores por lo que tiene una interacción inmediata. El principal uso del sangrado de los motores se deriva a los pasajeros, como el sistema de aire acondicionado. Es por esto que debe cumplir una serie de condiciones necesarias como una adecuada temperatura y presión. El conducto

que suministra aire desde el motor a los demás sistemas circula a través del *pylon* que se encarga de unir el ala con el motor.

4. Estructura interna del ala

La estructura interna del ala es la encargada de resistir un gran número de fuerzas y momentos para conseguir mantener la integridad de esta. Estos esfuerzos pueden ser de compresión, torsión, cortadura y axiles. En la siguiente imagen se puede observar las distintas partes. Esta consta de dos largueros principales, uno situado en el borde de ataque y otro en el de salida. Se pueden apreciar también las costillas a lo largo de toda la envergadura del ala.

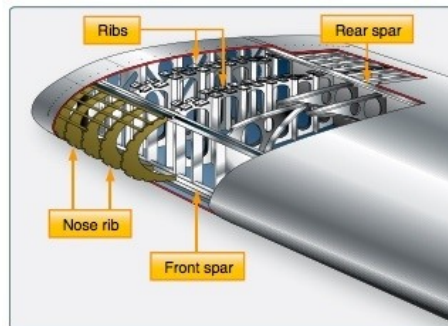


Figure 1-23. Wing structure nomenclature.

Figura 7.4: Estructura interna del ala [12].

Ya que se está estudiando el sistema anti-hielo que se desarrolla en el borde de ataque delantero del cual se muestra una imagen detalle del mismo [12].

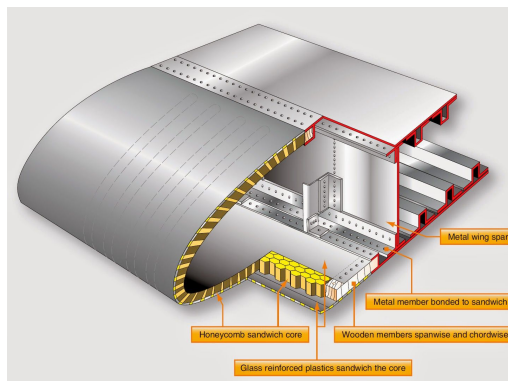


Figura 7.5: Estructura interna del borde de ataque [12].

5. Sistemas eléctricos

El sistema eléctrico es básico en el funcionamiento de la aeronave, es por esto que se va a mostrar su ubicación general en el avión.

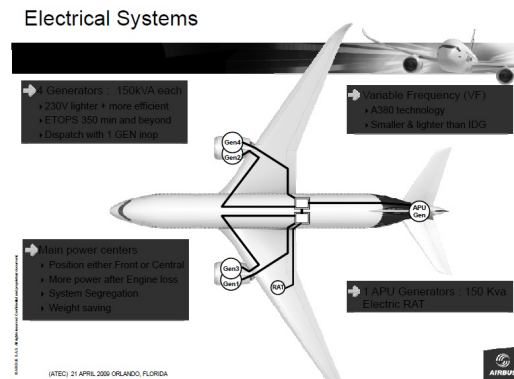


Figura 7.6: Estructura interna del borde de ataque [47].

Como se puede observar en la imagen anterior, no existe ningún generador de potencia eléctrica que pueda interferir con nuestro sistema anti-hielo.

En cambio se observa que el sistema de distribución si pasa por el borde de ataque. El sistema de distribución está compuesto por elementos conductores, unidades de transformación y de rectificación y baterías. Estos son los encargados de transportar la energía desde los generadores al resto del avión.

Se debe fijar los requisitos de funcionamiento de este sistema para saber las limitaciones que existen.

La norma MIL-STD-810 recoge las condiciones en las que debe operar los conductores, ya que estas se tienen que diseñar sabiendo que tanto las condiciones ambientales como las condiciones de trabajo en una aeronave varían considerablemente [15].

- Vibraciones: es un efecto de vital importancia ya que la resistencia mecánica de los conductores es baja, si se producen grandes vibraciones podrían ocasionar grandes esfuerzos.
- Temperatura: este factor es clave, ya que el sistema que se está estudiando es un sistema cuyo funcionamiento se basa en la transferencia de calor, por lo que si se producirán intercambios de calor no deseados podrían dificultar la evacuación de calor de los cables provocando deficiencias en el sistema. También pueden ocasionar la degradación de los componentes aislantes y ocasionar tensiones que puedan provocar una rotura .
- Humedad: En una atmósfera con una alta humedad en presencia de altas temperaturas puede aparecer el fenómeno de la corrosión, que posteriormente se explicará más en detalle.
- Contaminación química: puede derivar de la exposición o el contacto directo entre los conductores con fluidos, electrolitos de baterías o del combustible [15][14].

6. Tren de aterrizaje

Este elemento de la aeronave tiene varias posiciones en función del modelo. Una de estas posiciones se encuentra en el morro, por lo que no afecta al sistema. En cambio las otras dos pueden afectar al sistema ya que se sitúan en las semi-alas.



Figura 7.7: tren de aterrizaje A350 [44].

Se puede observar que se encuentra cerca del borde de ataque y a ambos lados de los tanques de combustible.

7.0.2. Fenómenos Físicos

1. Corrosión

Es el deterioro de un metal producido por reacciones químicas con los alrededores.[23]
Esta ocurre cuando se la superficies se encuentra expuesta al oxígeno diatómico disuelto en el aire. La corrosión se ve favorecida por altas temperaturas y presiones, es por esto que se debe tener muy en cuenta ya que en el sistema anti-hielo se dan este tipo de condiciones. Existen múltiples tipos distintos de corrosión de los que se van a destacar los más comunes en la industria aeronáutica [21].

- Ataque superficial uniforme.
Esta forma de corrosión es la más común se cause simplemente por la exposición del metal al aire. Es de vital importancia la calidad de la pintura anticorrosiva.
- Corrosión intergranular
Se da normalmente en las series de la aleación de aluminio 7000 en zonas como en los largueros de las alas o zonas con alta dureza.
- Corrosión bajo tensión
En zonas que soportan grandes esfuerzos como el tren de aterrizaje .
- Corrosión por deposición.
Puede ocurrir en cualquier zona donde se acumulen contaminantes.

2. Humedad y suciedad

Se debe tener en cuenta que al existir tantos cambios de temperatura en el sistema debido a las distintas condiciones de trabajo, se puede dar el caso de condensación en el tubo. El ala de la aeronave no está estancada y está preparada para situaciones con una alta humedad, por lo que este aspecto no sería de gran importancia.

En el caso de la suciedad, teniendo en cuenta que el sistema irá acumulando polvo debido a su uso, se tendrá que tener en cuenta que este no se acumule en los orificios del tubo piccolo debido a su pequeña dimensión.

3. Deformaciones del sistema

El sistema anti-hielo está formado por una serie de tubos de gran longitud y se distribuyen a lo largo del ala, la cual es una superficie que flexa deformando el sistema. Es por esto que se tiene que examinar si estas deformaciones son elásticas o plásticas, estas últimas pueden ser muy problemáticas.

4. Vibraciones

Las vibraciones son un factor a tener en cuenta ya que si se tiene en cuenta que nuestro sistema se nutre del sangrado del motor esto provoca que se generen vibraciones, por lo que se tendrá que tener en cuenta este factor.

5. Efecto de la temperatura

Si se analiza las condiciones de trabajo del *Wing Anti Ice*, se puede observar que se trata de un tubo por el que circula un flujo de aire caliente a altas temperaturas. Si se atiende a los fenómenos de termofluencia, se sabe que al aumentar la temperatura disminuye la tensión σ_y (Tensión de Fluencia), por lo que el material fallará cuando se apliquen tensiones que a temperatura ambiente estarían por debajo de este límite.

Además de este fenómeno, se debe tener en cuenta que en el sistema existirán numerosos gradientes térmicos debido a las diferencias de temperatura entre el interior y el exterior y en función de la fase de vuelo, lo que generará tensiones internas.

Capítulo 8

Líneas de desarrollo

Después de haber realizado un profundo análisis del sistema, en este capítulo se van a mostrar las principales conclusiones obtenidas mediante este estudio en cuanto a las posibles vías de mejora del sistema actual.

En primer lugar uno de los principales puntos de mejora del sistema es el hecho de que el sistema actual eyecta fluido, algo que sin duda nos hace perder mucha eficiencia energética. Debido a lo que se acaba de mencionar se debería diseñar un sistema que recircule este flujo de aire que actualmente se eyecta.

Para ello se debe diseñar un nuevo sistema que consiga recircular el fluido. Se deberá tener en cuenta las posibles nuevas interacciones con los demás sistemas.

Si atendemos a lo analizado anteriormente, si se diseñará un nuevo sistema adecuado, el fluido que una vez haya realizado su principal función (calentar el borde de ataque), se puede emplear en otra función. Por ejemplo, el aire que se envía al sistema de refrigeración de los pasajeros (*Packs*), también se nutre de aire a una temperatura determinada, generalmente más baja que la que obtiene del sangrado. Por esto se concluye que sería una buena mejora el emplear este aire que ya se ha enfriado por su paso por el borde de ataque, para conducirlo a los *Packs*.

El beneficio de reutilizar este aire, es que además de reducir el aire sangrado al motor, también se ahorraría la energía necesaria para enfriar el aire que procede del motor para utilizarlo en los *Packs*.

Para llevar a cabo esta mejora se deben tener en cuenta los siguientes puntos:

- Se deberá estudiar si al aumentar la longitud del tubo y como consecuencia el peso del sistema, este sigue siendo más eficiente que la versión anterior.
- Se deberá estudiar las nuevas interacciones con los demás sistemas.
- Se deberá estudiar la necesidad de introducir una bomba que dirija el flujo desde el final del borde de ataque una vez se ha enfriado hacia los packs.

Como principal inconveniente y que se deberá estudiar en profundidad, es el incremento del peso del sistema.

Otra posible mejora se centra en el modo de transferencia de calor. Antes se han estudiado los diferentes fenómenos, se ha obtenido que la manera más eficiente de transportar el calor es mediante la conducción.

Se ha llegado a la conclusión de que si en lugar de existir un vacío entre el tubo piccolo y el borde de ataque se introdujera un material, que realizará esta transferencia mediante conducción, esta sería mucho más eficiente.

La idea es introducir un material de baja densidad que transmita por conducción, además de la transferencia por convección realizada por el tubo piccolo.

Por último, otro de los problemas del sistema actual es el sobre-uso del sistema anti-hielo, lo que provoca el aumento del consumo de combustible. Esto se debe a que los sistemas de detección

actuales no son tan exactos o inmediatos para generan confianza plena en él, es por esto que el piloto es el que tiene la última palabra para decidir si se activa o no y como consecuencia, se activa más veces de las que se necesita.

Es por esto que se debe diseñar un nuevo sistema eficaz que sea capaz de dar una señal inequívoca de que se puede dar o hay presencia de hielo.

Se ha de diseñar un sistema que detecte una condiciones atmosféricas que provocará la aparición de hielo y avise a la tripulación del avión de la necesidad de activar el sistema. Por otro lado, no solo se necesita detectar una atmósfera propicia para la formación de hielo, se debe detectar la formación de hielo automáticamente y constantemente. Emitiendo una señal inequívoca a la tripulación para así reducir el uso del sistema sin que sea necesario.

Capítulo 9

Conclusiones y Trabajo Futuro

9.1. Conclusión

En el presente proyecto se ha realizado un estudio global del sistema anti-hielo. Como se ha podido observar, este sistema es esencial en el funcionamiento de una aeronave, pero también se ha observado que tiene muchos puntos donde poder mejorarlo.

A continuación se van a mostrar los puntos principales que se han llevado a cabo y las conclusiones que se han obtenido:

- Estudio Previo del sistema, sus variantes y las actuales líneas de innovación. Una vez que se ha desarrollado este importante trabajo de investigación, se ha podido observar los puntos débiles del sistema, y además, las distintas líneas de mejora que se llevan a cabo en otras empresas, es por esto que se llega a la conclusión de que las líneas de mejora que se proponen aquí son innovadoras y distintas a las demás.
- Estudio de la normativa reguladora vigente, órganos reguladores y requerimientos mínimos del sistema. De este apartado se han obtenido las distintas necesidades que se deben cumplir si se quiere certificar una aeronave con sistema anti-hielo y los posibles factores limitantes que se tienen que cumplir si se diseña un nuevo sistema.
- Estudio de los fenómenos físicos en los que se basa el sistema, se realizó para entender en profundidad los fenómenos físicos que se emplean para mejorar el sistema.
- Diseño 3D del entorno físico del sistema, lo que nos aporta una visión global del sistema, además de poder obtener en un futuro factores tan importantes como el espacio del que disponemos para implementar un posible nuevo modelo de sistema anti-hielo.
- Realización de simulaciones con CFD para analizar la necesidad del uso de este tipo de sistemas. Se deberá realizar las simulaciones pertinentes al posible nuevo diseño que se realice siguiendo las bases de estas.
- Interferencias del sistema y líneas de mejora, si se quiere asentar las bases de las posibles líneas de mejora del sistema, es necesario saber como interacciona con los sistemas adyacentes, ya que puede ser un factor muy limitante en un modelo futuro.

Se ha realizado un profundo estudio del sistema *Wing Anti Ice* del cuál se han obtenido importantes conocimientos que posteriormente se han empleado en la realización de las posibles líneas de mejora del sistema.

En el presente proyecto se ha realizado un documento muy completo de consulta sobre este tipo de sistema anti-hielo.

9.2. Trabajo futuro

Se van a enumerar los puntos con los que se podría completar el proyecto:

- Re-diseño de las modelizaciones 3D usando los planos necesarios y con medidas exactas.
- Simulación en ANSYS con la licencia completa para poder simular el apartado 7.4.
- Completar los modelos de transferencia de calor incluyendo las pérdidas de calor por la evaporación del agua y otros cambios de fase.
- Comparar los resultados obtenidos entre el ANSYS Fluent y los que se obtendrían usando el módulo FENSAP Ice.

Capítulo 10

Presupuesto del Proyecto y su Entorno Socio-económico.

10.1. Presupuesto

1. Autor:
Sergio Robles Martínez.
2. Departamento:
Ingeniería Mecánica.
3. Descripción del Proyecto:
Título: Estudio del sistema WAI y posibles vías de desarrollo para mejorar su eficiencia energética.
Duración: 5 meses.
4. Desglose presupuestario:

Software Informático				
Descripción	Coste(€)	%Utilización del producto	Periodo de depreciación (meses)	Coste Imputable (€)
ANSYS Fluent Student	0	50%		
CATIA V5 Student	0	75%		
TOTAL				- €

Figura 10.1: Costes de Software informático.

Equipo Informático				
Descripción	Coste(€)	%Utilización del producto	Periodo de depreciación (meses)	Coste Imputable (€)
Ordenador personal	1.500 €	100	12	625,00 €
TOTAL				625,00 €

Figura 10.2: Coste de Equipos informáticos.

Personal				
Descripción	Categoría	Coste/mes (€)	Dedicación (meses)	Coste Imputable (€)
Sergio Robles Martínez	Ingeniero Jr	1200	5	6.000,00 €
TOTAL				6.000,00 €

Figura 10.3: Coste de Personal

El coste imputable de los coste informático de equipos y software se ha calculado mediante la siguiente expresión:

$$C = \frac{t}{d} \cdot p \cdot u \quad (10.1)$$

Donde:

- t: número de meses que el bien ha sido utilizado.
- d: periodo de depreciación.
- p: precio de compra del bien.
- u: porcentaje de utilización del bien.

Por otro lado, se añaden costes indirectos, donde se incluyen los costes de desplazamiento, dietas, oficina, etc que se suponen como un 15 % del total de software, equipos y personal.

Concepto	Costes totales (€)
Software	- €
Equipos	625,00 €
Personal	6.000,00 €
Indirectos	993,75 €
TOTAL	7.618,75 €

Figura 10.4: Coste total.

10.2. Entorno Socio-económico

El sector aeronautico actualmente se enfrenta ante uno de sus mayores retos en la historia, el constante crecimiento en el precio del combustible. Este problema a toda la industria automovilística, ya que se enfrentan al desafío de mantener las prestaciones, disminuyendo el consumo de combustible.

Este trabajo de fin de grado, no va a reportar un impacto socio-económico considerable, ya que se trata de un proyecto que trata de ser una guía sobre el actual sistema anti-hielo del que disponen las actuales aeronaves.

Sin embargo, puede provocar un gran impacto indirecto, ya que el presente proyecto, establece muchos puntos de mejora y posibles líneas por las que se puede optimizar el sistema. Esto podría provocar que alguna empresa decidiera desarrollar algunas de estas mejoras provocando una reducción en el consumo de combustible.

Por último no se debe olvidar que es un proyecto académico de la UC3M y por esto se podrá utilizar para desarrollar alguno de los trabajos futuros o servir de base para otro proyecto.

Índice de figuras

1.1. Pérdida de sustentación provocado por la formación de hielo [52].	2
1.2. Gráfico que muestra el incremento en el número de vuelos [49].	2
1.3. Lockheed 12 [29].	4
1.4. Wilson Hunter.Líder del equipo de investigación [30].	4
1.5. Haviland 125 [11].	5
1.6. Wind coated in TKS fluid [28].	6
2.1. Terminología del perfil [25].	8
2.2. Definición ángulo de ataque [25].	9
2.3. Gráfica de la capacidad de vuelo frente a hielo [26].	9
2.4. Incremento de la capa turbulenta según incrementa el ángulo [42].	10
2.5. Componentes básicos de un motor(<i>Fan-Jet</i>) [48].	11
2.6. Esquema común del sangrado de un motor [48].	11
2.7. Sistema térmico del WAI [31].	12
2.8. Calentamiento en el borde de ataque [31].	12
2.9. Modelo 3D de un intercambiador [5].	13
2.10. Sistema neumático [31].	13
2.11. Orificios weepings wings [13].	14
2.12. Ventajas y desventajas sistema TKS [1].	14
2.13. Sistema electromecánico EPIPS [50].	15
2.14. Ventajas y desventajas del sistema electromecánico [41].	15
2.15. Proceso de detección de hielo [31].	16
2.16. Ejemplo de funcionamiento checktime de Vaisala [7].	17
2.17. Tipos de sistemas anti-hielo más usados [31].	17
2.18. Modelo Diamond DA42 FIKI [1].	18
3.1. Gráfica que relaciona las variables anteriores [16].	23
3.2. Gráfica que muestra la envolvente del hielo [16].	23
3.3. Gráfica que relaciona las variables anteriores [16].	24
3.4. Gráfica que muestra los límites de la envolvente del hielo [16].	24
3.5. Gráfica que muestra los límites de la envolvente del cristal de hielo en una nube [17].	26
4.1. Modos de transferencia de Calor:Conducción, Convección y Radiación [45].	33
4.2. Asociación de la transferencia de calor por conducción con la difusión de energía debida a la actividad molecular [33].	34
4.3. Asociación de la transferencia de calor por conducción con la difusión de energía debida a la actividad molecular [27].	35
4.4. Tipo de radiación de una superficie [20].	37
4.5. Esquema de la placa plana en conducción.	37
4.6. Esquema de la placa plana en flujo externo.	38
4.7. Esquema de la placa plana en radiación.	39

5.1. Imagen del diseño realizado del avión.	41
5.2. Ala de un A350 [4].	42
5.3. Concepto de flecha alar [24].	42
5.4. Semi-ala con doble estrechamiento [8].	43
5.5. Perfil alar NACA 23012 [19].	43
5.6. Imagen detalle del ala diseñada.	44
5.7. Imagen del diseño del fuselaje.	44
5.8. Imagen del conjunto belly fairing-alas-fuselaje.	45
5.9. Motor A350 [40].	46
5.10. Motor A350 diseñado	46
5.11. Imagen en planta de la unión entre el motor y el ala.	46
5.12. Imagen de los slats de un A350[9].	47
5.13. Imagen del diseño de los Slat.	47
5.14. Imagen que muestra el sistema <i>Wing Anti Ice</i>	48
5.15. Detalle del sangrado del motor.	48
5.16. Detalle del tubo Piccolo.	49
5.17. Disposición de los orificios.	49
5.18. Diseño del perfil NACA 23012.	50
5.19. Partes del interior del ala.	50
6.1. Geometría utilizada en ANSYS para el perfil alar.	53
6.2. Malla de la geometría.	54
6.3. Detalle de la malla del perfil alar.	54
6.4. Resultados perfil alar 2D.	55
6.5. Perfil alar en 3D.	55
6.6. Malla del perfil alar en 3D.	56
6.7. Resultados del perfil alar en 3D.	56
6.8. Geometría a simular del sistema WAI.	57
6.9. Geometría a simular del sistema WAI	57
6.10. Geometría a simular del sistema WAI.	57
6.11. Geometría a simular del sistema WAI.	58
7.1. Tanques de combustible del A350 [47].	59
7.2. Sistemas de suministro de combustible [13].	60
7.3. Sistemas de neumáticos [31].	60
7.4. Estructura interna del ala [12].	61
7.5. Estructura interna del borde de ataque [12].	61
7.6. Estructura interna del borde de ataque [47].	62
7.7. tren de aterrizaje A350 [44].	63
10.1. Costes de Software informático.	69
10.2. Coste de Equipos informáticos.	69
10.3. Coste de Personal	70
10.4. Coste total.	70

Índice de cuadros

3.1. Tabla resumen del Apéndice 1.	28
3.2. Tabla resumen de los requerimientos del <i>WAI</i>	32
4.1. Tabla que muestra los valores típicos de h	35
4.2. Tabla de propiedades del aire a 60°C.	38
4.3. Datos del problema.	40
5.1. Parámetros empleados para el diseño del ala.	44
5.2. Parámetros empleados para el diseño del fuselaje.	45
5.3. Datos del perfil alar	50
5.4. Parámetros utilizados para el diseño del sistema	51

Bibliografía

- [1] <https://www.caviceprotection.com>. *CAV ice Protection*. 14, 18, 71
- [2] Jedi ace. https://cordis.europa.eu/project/rcn/107470_es.html, 07/06/2017. 18
- [3] Inductice. <https://www.ikerlan.es/lineas-de-especializacion/proyecto-de-investigacion/proyecto/inductice-h2020-tecnologia-de-induccion-para-proteger-los-aviones-contra-el-hielo>, 07/11/2016. 18
- [4] Airbus a350. <https://www.autopareri.com/forums/topic/29457-airbus-a350>, 08/02/2008. 42, 72
- [5] Tipos de intercambiadores de calor en un avión. *Limecomms*:<http://www.limecomms.com/715YPM81/>, 10/29/2015. 13, 71
- [6] Proyecto helada. <https://www.aimplas.es/blog/finalizacion-del-proyecto-helada>, 14/12/2017. 18
- [7] Vaisala checktime. <https://www.vaisala.com>, 15/01/2013. 16, 17, 71
- [8] El ala del c-series bombardier. <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2016/11/el-ala-del-c-series-de-bombardier.html>, 23/11/2016. 43, 72
- [9] Leading edge wing slats. <https://forum.il2sturmovik.com/topic/25496-leading-edge-wing-slats/>, 29/09/2016. 47, 72
- [10] Power cable modelling for wips electromechanical chain. <https://cordis.europa.eu>, 31/03/2016. 19
- [11] Scottish International Air Show Prestwick Airport 32 Squadron, RAF. 1987. 5, 71
- [12] Federal Aviation Administration. Cap 1. Aircraft Structures Aviation Maintenance Technician Handbook–Powerplant, Volume 1. *U.S. Department of Transportation*., 19/02/2017. 61, 72
- [13] Federal Aviation Administration. Cap 7 Aircraft Systems. *pilot's handbook of aeronautical knowledge* . *U.S. Department of Transportation*, 2016. 14, 60, 71, 72
- [14] Federal Aviation Administration. Cap. 9 Aircraft Electric System Maint Handbook. *U.S. Department of Transportation*, 23/08/2016. 62
- [15] A.G.A.R.D. Dynamic environmental qualification techniques. *North Atlantic Treaty Organization*. 62
- [16] European Aviation Safety Agency. Book 1 CS-25 Appendix C Large Aeroplanes. *E.A.S.A*, 19/09/2007. 23, 24, 71
- [17] European Aviation Safety Agency. Book 1 CS-25 Appendix P Large Aeroplanes. *E.A.S.A*, 19/09/2007. 26, 71

- [18] European Aviation Safety Agency. Book 2 CS-25 Appendix 1 Large Aeroplanes. *E.A.S.A.*, 19/09/2007. 27
- [19] Airfoil. "naca 23012 12 - naca 23012 airfoil". <http://airfoiltools.com/plotter/index?airfoil=naca23012-il>. 43, 49, 72
- [20] R. Alba. Cap 5. radiación apuntes de transferencia de calor. http://pi-dir.com/calor/transferencia_de_calor_6_radiacion.htm, 2006. 37, 71
- [21] A.O.P.A. Aircraft corrosion. <https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/maintenance-and-inspections/aircraft-corrosion>. 63
- [22] DASSAULT AVIATION. Ata 30 ice and rain protection. 8
- [23] Terence Bell. What is corrosion? <https://www.thebalance.com/what-is-corrosion-2339700>, 17/03/2017. 63
- [24] A. Isidoro Carmona. Aerodinámica y actuaciones del avión. *Parainfo*. 42, 72
- [25] A. Isidoro Carmona. Cap 3 Origen de las Fuerzas Aerodinámicas. *aerodinámica y actuaciones del avión. Parainfo*, 2015. 8, 9, 71
- [26] A. Isidoro Carmona. Cap 4 Influencia de la forma en la planta del ala. *aerodinámica y actuaciones del avión. Parainfo*, 2015. 9, 71
- [27] J. Curin. "conveccion". <https://es.calameo.com/books/000511495d1337d50ebf1>. 35, 71
- [28] C. Cutler. How a tks system works. *Boldmethod*, 2016. 6, 71
- [29] B. Davisson. We Fly . *Airbum*, 1999. 4, 71
- [30] V. P. Dawson. CAP 6 OPERATIONS RESEARCH *sp-4306 engines and innovation: lewis laboratory and american propulsion technology. NASA*. 4, 6, 71
- [31] FAA. Cap 15 Ice and Rain Protection. *aviation maintenance technician handbook—airframe. Federal Aviation Administration*, 2012. 12, 13, 14, 16, 17, 60, 71, 72
- [32] Flight Safety Foundation. 7
- [33] David P. De Witt Frank P. Incropera. Cap 1 Introducción *fundamentos de transferencia de calor. Prentice Hall*, 1999. 33, 34, 71
- [34] David P. De Witt Frank P. Incropera. Cap 1.2. Orígenes Físicos y Modelos *fundamentos de transferencia de calor. Prentice Hall*, 1999. 34, 36
- [35] L. Geiver. Researchers unveil de-icing tech designed for large uavs. <http://www.uasmagazine.com>, 26/02/2015. 19
- [36] Legal Information Institute. "14 CFR 25.1419 - Ice protection". 29
- [37] Legal Information Institute. "14 CFR 25.1420 - Supercooled large drop icing conditions". 30
- [38] Legal Information Institute. Cfr91.527- operating in icing conditions. <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/91.527>, 1/12/2009. 30
- [39] J.Fraga. No bleed systems. <https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine>. 17

-
- [40] Sng Wei Jie. "singapore airshow 2016-airbus a350-900". <https://www.maphotosg.com/singapore-airshow-2016airbus-a350-900/>, 07/04/2016. 46, 72
 - [41] K.Al-Khalil. Thermo-mechanical expulsion deicing system -tmeds. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2016. 15, 71
 - [42] J. Antonio Muñoz Moreno M. Angel Muñoz Navarro. Cap 1 Principios Básicos. *manual de vuelo*. <http://www.manualvuelo.com>, 15/11/2015. 10, 71
 - [43] F. y R. Sterkenburg M. Kroes, W.Watkins. Cap 13 Aircraft Fluid Power Systems. *aircraft maintenance and repair*. *Mc Graw Hill*, 2013. 7
 - [44] P. Ron Martín. El airbus a350-1000 recibe certificación tipo easa y faa. <https://noticiasaeas.com/airbus-a350-1000-certificacion-tipo-easa-faa/>, 22/11/2017. 63, 72
 - [45] Red Tecnológica MID. <https://sistemamid.com/biblioteca.php?rPadre=-1rSeleccionado=12843rutaAnterior=7097,15562,14696,9962,9966,9970,12843>. 33, 71
 - [46] Universia México. Ipn desarrolla plasma para eliminar hielo en alas de avión. *Universia.net*, 31/01/2011. 19
 - [47] A350 XWB News. How much fuel can the a350 hold? <http://bloga350.blogspot.com/2014/09/how-much-fuel-can-a350-hold.html>, 24/09/2014. 59, 62, 72
 - [48] Committee on Air Quality in Passenger Cabins of Commercial Aircraft. Cap 3 Chemical Contaminants and Their Sources. *the airliner cabin environment and the health of passengers and crew*. *NATIONAL ACADEMY PRESS*, 2002. 11, 71
 - [49] Rolf Schuttenhelm. Global air travel increased. *Bits of Science*, Feb 2016. 2, 71
 - [50] Ice Sight. Electric pulse ice protection system. <http://icesight.com/electric-pulse-ice-protection-system.php>. 15, 71
 - [51] M. Traveria. Detectores de engelamiento en los aviones. hay que mejorar. <http://blog.cesda.com>, 15/01/2013. 16
 - [52] A. Pasztor y J. Mitchell. Faa plans tougher ice rules. <https://www.wsj.com/articles/SB125899048336560585>, 24/11/2009. 2, 71
 - [53] Benjamin Zhang. Las aerolíneas advierten: la subida del petróleo aumentará el precio de tus billetes de avión. *Business Insider España*, 2018. 2

